



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**NÁVRH OCASNÍCH PLOCH SOUTĚŽNÍHO MODELU
LETOUNU**

COMPETITION AIRCRAFT MODEL TAIL DESIGN

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Pavel Hub

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Jiří Matějů

BRNO 2019

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Pavel Hub**
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce: **Ing. Jiří Matějů**
Akademický rok: 2018/19

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Návrh ocasních ploch soutěžního modelu letounu

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Navrhněte vhodnou konfiguraci ocasních ploch modelu letounu studentského týmu Chicken Wings pro soutěžní ročník 2019.

Cíle bakalářské práce:

Uvedte možné způsoby uspořádání ocasních ploch pro danou velikost letounu.
Vybraná řešení porovnejte s ohledem na řiditelnost a stabilitu celého letounu.
Dimenzujte a navrhněte konstrukční uspořádání ocasních ploch včetně uchycení do trupu.

Seznam doporučené literatury:

DANĚK, V.: Mechanika Letu II: Letové vlastnosti. BRNO: AKADEMICKÉ NAKLADATELSTVÍ CERM,s.r.o., 2011. ISBN 978-80-7204-761-1.
DANĚK, V.: Projektování letadel: určeno pro stud. fak. strojní. 1. vyd. Brno: VUT, 1991, 148 s.
DANĚK, V.: Mechanika Letu I: Letové výkony. BRNO: AKADEMICKÉ NAKLADATELSTVÍ CERM,s.r.o., 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2018/19

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Tato bakalářská práce se zabývá návrhem ocasních ploch pro nový model soutěžního letounu. Úvod práce seznamuje čtenáře se soutěží Air Cargo Challenge 2019 a návrhovou koncepcí letounu. Rešeršní část se zabývá konfiguracemi ocasních ploch, jejich parametry a statistickým rozbořem komerčně vyráběných modelů. Nejvhodnější konfigurace jsou pak podrobněji porovnány, přičemž jsou provedeny základní výpočty podélné stability. V poslední části je realizován výpočet zatížení a konstrukční návrh ocasních ploch včetně dimenzování některých nosných prvků.

KLÍČOVÁ SLOVA

ocasní plochy, Air Cargo Challenge, zatížení, stabilita, parametry, konstrukční návrh

ABSTRACT

This bachelor's thesis deals with an empennage design for a new competition aircraft. The introduction gives an overview of the Air Cargo Challenge 2019 competition and conceptual layout of the aircraft. The research part of the thesis is focused on possible tail configurations, tail parameters and a statistical analysis of commercially made aircrafts. The most suitable configurations are then compared in detail, during which basic longitudinal stability calculations are done. In the last part, load is calculated, followed by structural design and bearing components sizing.

KEYWORDS

empennage, Air Cargo Challenge, load, stability, parameters, structural design

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

HUB, Pavel. *Návrh ocasních ploch soutěžního modelu letounu*. Brno, 2019. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/116652>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Jiří Matějů.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Já, Pavel Hub, prohlašuji, že jsem bakalářskou práci vypracoval samostatně pod vedením vedoucího bakalářské práce a že jsem uvedl všechny použité prameny a literaturu.

V Brně dne 23.05.2019

.....

Pavel Hub

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji vedoucímu Ing. Jiřímu Matějů za vstřícný přístup, cenné rady a trpělivost při konzultacích. Dále děkuji týmu Chicken Wings za spolupráci na projektu konstrukce letounu.

Obsah

1	Úvod	13
2	Air Cargo Challenge 2019	15
2.1	Letová mise	15
2.2	Omezení letounu	15
2.3	Bodové hodnocení	17
2.3.1	Zpracování projektu	17
2.3.2	Let	18
3	Koncept letounu	18
3.1	Křídlo	19
3.1.1	Uspořádání křídla	19
3.1.2	Půdorysný tvar křídla	20
3.2	Trup	21
3.2.1	Střední segment	21
3.3	Podvozek	21
3.4	Shrnutí	22
4	Možné konfigurace ocasních ploch	23
4.1	Konvenční uspořádání	24
4.2	Uspořádání do T	25
4.3	Uspořádání do V	26
4.4	Uspořádání do kříže	27
4.5	Shrnutí	28
5	Stanovení parametrů ocasních ploch	29
5.1	Popis návrhových parametrů	29
5.2	Statistický rozbor	31
5.3	Vybrané parametry	31
5.4	Volba profilu	33
6	Porovnání vybraných konfigurací	34
6.1	Program XFLR5	34
6.1.1	Určení sklonu vztahové čáry	35
6.1.2	Určení hodnoty C_{m0}	37
6.1.3	Metoda analýzy odporu	37

6.2	Porovnání odporu.....	38
6.3	Podélná stabilita a řiditelnost.....	39
6.3.1	Vstupní parametry letounu	40
6.3.2	Výpočet	40
6.3.3	Porovnání vypočítaných hodnot.....	54
6.4	Kvalitativní rozbor stranové stability	55
6.4.1	Porovnání klonivých momentů	56
6.5	Další faktory	57
6.6	Shrnutí.....	57
7	Výpočet zatížení.....	58
7.1	Letová obálka.....	59
7.2	Vyvažovací síly	60
7.3	Zatížení při manévru.....	61
7.3.1	Posouvající síla.....	62
7.3.2	Ohybový moment	63
7.3.3	Krouticí moment.....	64
7.4	Zatížení od poryvu.....	65
7.4.1	Krouticí moment.....	67
7.5	Zatížení na trup	68
8	Konstrukční návrh.....	69
8.1	Návrh vnitřní konstrukce a spojení s trupem	69
8.2	Pevnostní výpočet nosných prvků	73
8.2.1	Návrh pásnic.....	73
8.2.2	Návrh spojovacího nosníku	76
8.2.3	Kontrola nosníku	78
9	Závěr	79
	Seznam použitých zdrojů	81
	Seznam použitých zkratk a symbolů	84
	Seznam obrázků	89
	Seznam tabulek.....	91
	Seznam příloh.....	91
	Přílohy	92

1 Úvod

Tato práce se zabývá konstrukčním návrhem ocasních ploch pro soutěžní model letounu FausT I týmu Chicken Wings. S tímto letounem se bude tým účastnit soutěže Air Cargo Challenge 2019, kde bude soutěžit o nejlepší umístění s mezinárodní konkurencí.

Cílem úvodní části je shrnout podstatu soutěže a konstrukčních výzev, které musí tým překonat. Dále je popsán koncepční návrh letounu, který musí být brán v potaz při zpracování této práce.

Rešeršní část se zabývá možnými koncepcemi uspořádání ocasních ploch, z nichž dvě jsou hlouběji porovnány z hlediska odporu, vlivu na stabilitu a říditelnost letounu a další faktory. Opěrným bodem pro výpočty nutné k porovnání koncepcí je statistický rozbor podobných komerčně vyráběných letounů, sloužící k volbě základních parametrů ocasních ploch. Samotný výpočet stability je pak vypracován na základně učebnice Mechanika letu 2 od doc. Ing. Vladimíra Daňka, Csc.

V konstrukční části je vypočítáno letové zatížení na ocasní plochy s ohledem na letecké předpisy. Dále je pak proveden návrh vnitřní struktury ocasních ploch a uchycení na trup. Návrh doprovází pevnostní výpočty vybraných konstrukčních částí.

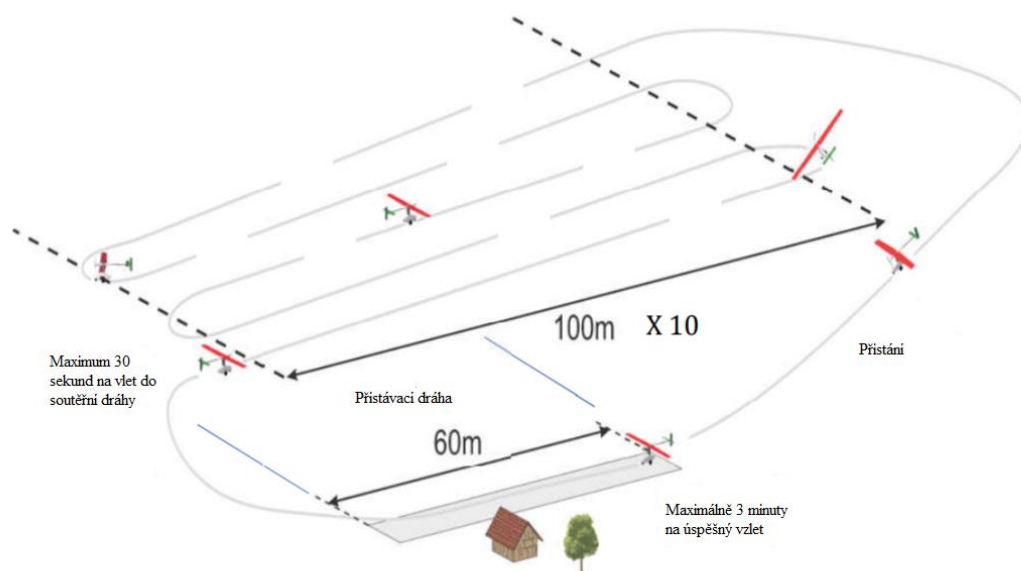
Celý letoun byl vymodelován v softwaru Catia, který je běžně využíván v praxi.

2 Air Cargo Challenge 2019

Soutěž Air Cargo Challenge, založená roku 2003 je univerzitní soutěž konající se každý lichý rok. Cílem soutěže je napodobit práci na reálném projektu. Každý tým si tedy musí projít jednotlivými částmi konstrukce letounu – od koncepčního návrhu a základních výpočtů až po návrh technologie a provedení výroby – a následně vypracovat technickou zprávu. Tým se skládá z 1 pilota, 3-6 členů týmu a univerzitního poradce. Při návrhu letounu musí tým dbát na zásady a omezení, dané pravidly [1].

2.1 Letová mise

- Technická kontrola letounu
- Vložení platícího zatížení
- Úspěšný vzlet na 60m dlouhé startovní dráze
- 30 sekund na dosažení letové výšky a vlet do měřené oblasti
- Průlet měřené dráhy 10x100m
- Bezpečné přistání ve vymezené oblasti 40x120m



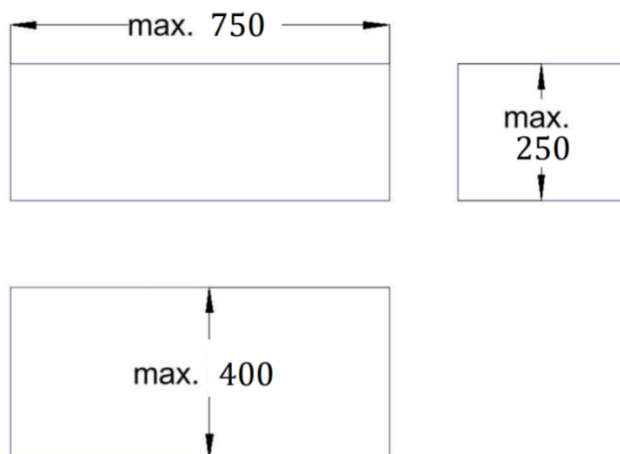
Obrázek 2-1: Schéma letové mise [1]

2.2 Omezení letounu

Na letoun jsou pravidly kladena následná omezení:

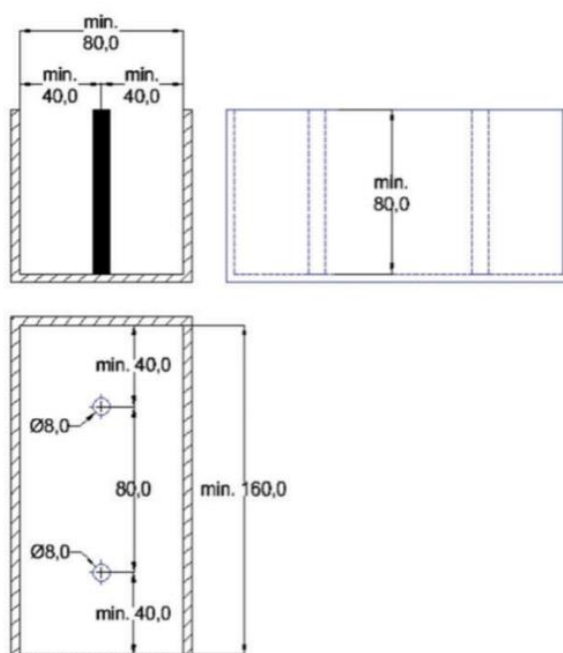
- Letadlo smí být libovolné konfigurace s výjimkou letadel využívajících rotující nosné prvky či lehčích než vzduch
- Vzlet letadla musí být samostatný
- Povolená pohonná jednotka: AXI Gold 2826/10
- Baterie jsou na bázi lithia

- Povolená vrtule: Aeronaut Cam Carbon light prop 12x7
- Všechny části letadla potřebné k letu musí být uspořádány do přepravního boxu s vnitřními rozměry 750x400x250 mm



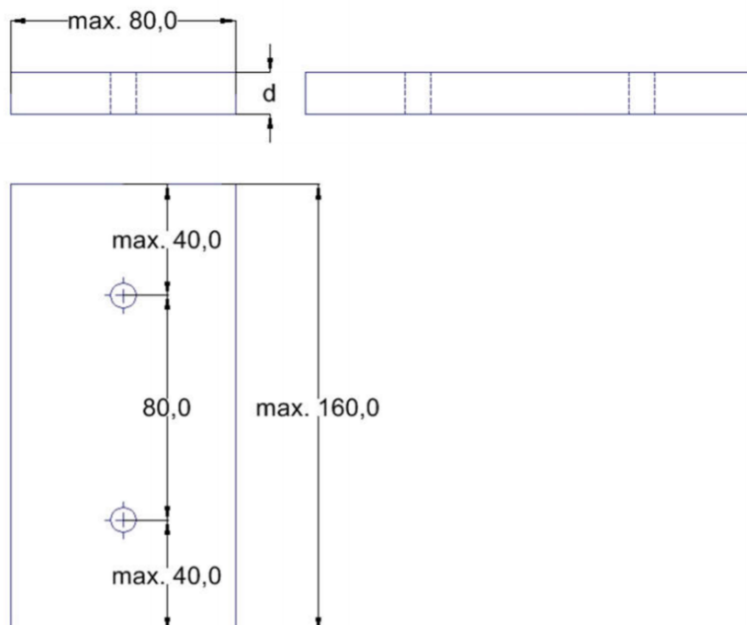
Obrázek 2-2: Přepravní box [1]

- Použití pomocných řídicích prvků (autopilot, umělé stabilizační systémy,...) je zakázáno
- Letadlo musí obsahovat nákladový prostor schopný pojmout závaží o minimálních rozměrech 160x80x80mm



Obrázek 2-3: Nákladový prostor [1]

- Platící zatížení ve formě nákladu musí být pevně upevněno v nákladovém prostoru a nesmí během letu měnit svou polohu



Obrázek 2-4: Platící zatížení [1]

2.3 Bodové hodnocení

Celkový počet bodů každého týmu bude dán součtem bodů za letovou soutěž a zpracování projektu. Od tohoto součtu můžou být také odečteny bodové penalizace.

2.3.1 Zpracování projektu

Mimo let má tým možnost získat body za:

- Výkresovou dokumentaci: max. 30 bodů
- Technickou zprávu: max. 50 bodů
- Ústní prezentace: max. 20 bodů
- Odhad přidaného zatížení: max. 10 bodů

$$\text{body za odhad} = 10 \left(1 - \frac{|\text{odhad} - \text{skutečnost}|}{\text{odhad}} \right) \quad [1] (2-1)$$

2.3.2 Let

Letová část soutěže se v závislosti na počasí skládá z přinejmenším tří letů. Cílem týmu bude uletět danou dráhu za co nejkratší čas a zároveň s co nejtěžším závažím.

Počet bodů za tuto část je dán následujícím vzorcem:

$$Body = \left(\frac{\text{hmotnost nákladu [kg]}}{\text{čas strávený na dráze [s]} + \text{časový bonus}} * 2000 + a + b + c \right) \cdot d \quad [1] \text{ (2-2)}$$

Kde:

$a = 0$ při ztrátě části letadla po čas letu

$a = 10$ bez ztráty části letadla po čas letu

$b = 10$ při přistání do vymezené oblasti

$c = 10$ při přistání na 60m

$d = 0$ při havárii nebo neplatném startu

Časový bonus je týmu udělen za čas potřebný k naložení závaží do nákladového prostoru a jeho zajištění.

$$\text{časový bonus} = \begin{cases} 24 * \left(1 - \frac{t}{120s}\right) & \text{pro } t < 120s \\ 0 & \text{pro } t \geq 120s \end{cases} \quad [1] \text{ (2-3)}$$

3 Koncept letounu

Při koncepčním návrhu letounu bylo potřebné vzít v potaz historii soutěže Air Cargo Challenge a jejích vítězů. Bodová hodnocení nejlepších týmů byla zanalyzována s ohledem na pravidla daných ročníků a převedena na model systému hodnocení ročníku letošního [2].



Obrázek 3-1: 1. místo (uprostřed), 2. místo (vlevo) a 3. místo (vpravo) ze soutěže ACC2017 [3]

Z pravidel a předešlého rozboru vyplývají následující cíle:

- Dosáhnout vzlaku potřebného k přenosu stanovené váhy
- Redukovat hmotnost letounu pro zvýšení maximální hmotnosti závaží
- Dosáhnout nízkých hodnot odporu letounu ke zvýšení rychlosti
- Zajistit efektivní využití prostoru přepravního boxu

3.1 Křídlo

Při návrhu křídla byl kladen důraz na jeho aerodynamické vlastnosti, hmotnost a také na omezení dané rozměry přepravního boxu.

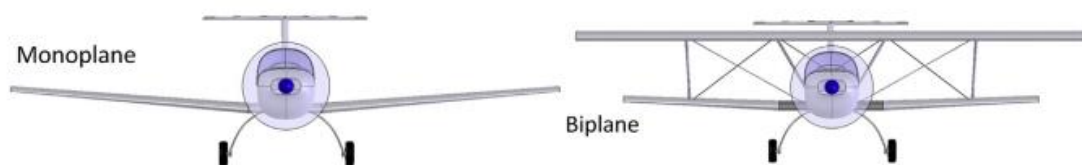
3.1.1 Uspořádání křídla

1. Podle počtu nosných ploch:

- Jednoplošník
- Dvouplošník
- Víceplošník

Zvolena byla možnost *jednoplošné konfigurace*. Její zásadní výhodou oproti víceplošným konfiguracím je vysoká aerodynamická účinnost. Nízká aerodynamická účinnost víceplošníků je způsobena vzájemným ovlivněním vysokotlaké oblasti dolního křídla a nízkotlaké oblasti horního křídla. [4] Jednoplošná konfigurace tedy umožňuje dosažení potřebného vzlaku menší plochou křídla o menší hmotnosti.

Nevýhodou této konfigurace je větší zatížení křídla, neboli nutnost pevnější konstrukce.



Obrázek 3-2: jednoplošník (vlevo), dvouplošník (vpravo) [4]

2. Podle umístění vzhledem k trupu

- Hornoplošník
- Středoplošník
- Dolnoplošník

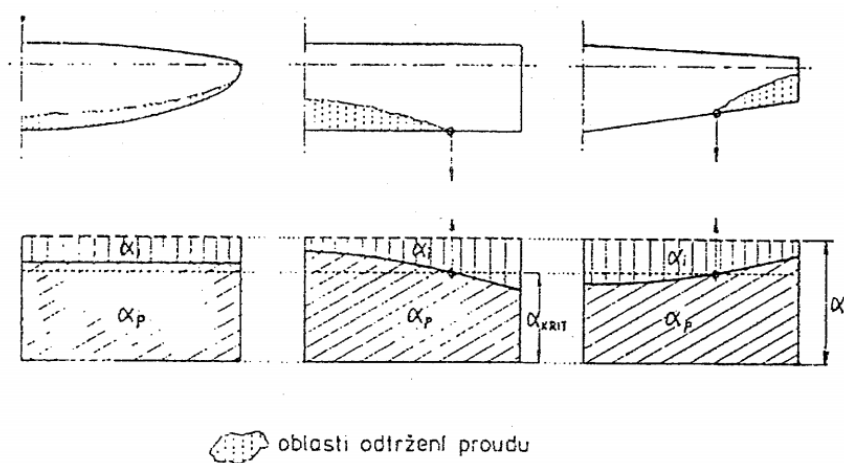
Zvolena byla *hornoplošná konfigurace* vzhledem k nejlepším aerodynamickým vlastnostem.

3.1.2 Půdorysný tvar křídla

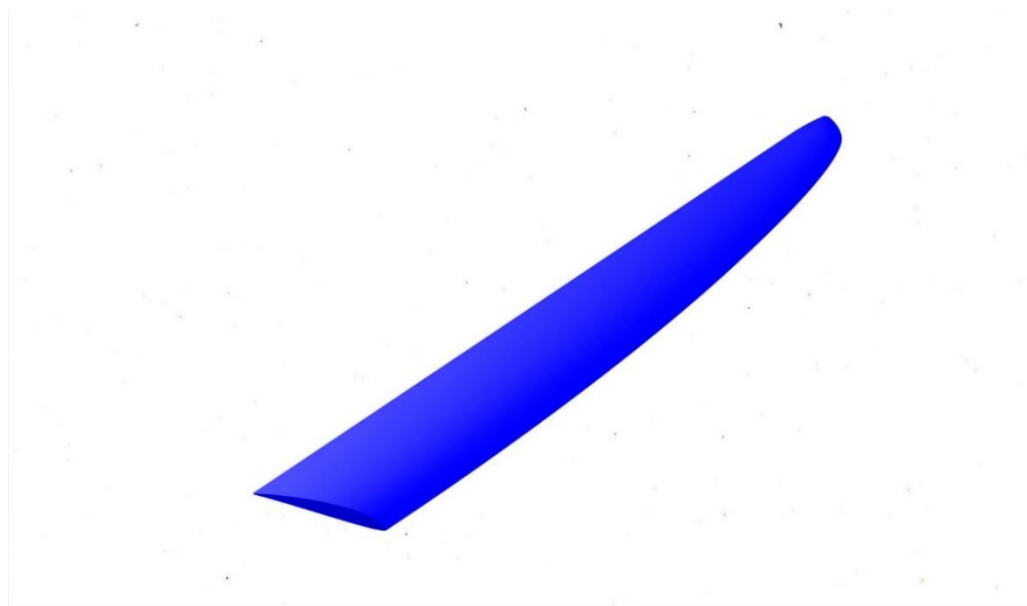
Mezi možné tvary křídla patří:

- Obdélníkový
- Lichoběžníkový
- Eliptický

Oproti obdélníku a lichoběžníku má *eliptické křídlo* zásadní výhody. Na jeho konci vzniká menší indukovaný vír, odpor je tedy nižší než u dalších konfigurací a jeho hmotnost je také obecně menší, čímž je pro účel soutěže nejvhodnější. Je však složitější na výrobu a vyžaduje geometrické či aerodynamické kroucení pro dosažení vhodného rozložení vztlaču. Toto rozložení je totiž u elipsy rovnoměrné a k odtržení mezní vrstvy dochází po celé jeho délce.



Obrázek 3-3: Rozložení úhlu náběhu a poloha oblasti odtržení pro dané půdorysné tvary [5]



Obrázek 3-4: Model křídla v programu CATIA

3.2 Trup

Trup navrženého letounu se dělí na tři části:

- *Přední segment* – lože pohonné jednotky
- *Střední segment* s gondolou a centroplánem
- *Zadní segment* – napojení ocasních ploch

Při návrhu těchto částí bylo cílem dosáhnout co nejmenšího odporu a hmotnosti s ohledem na funkci jednotlivých částí.

3.2.1 Střední segment

Účelem středního segmentu trupu je zajistit vzájemné propojení křídel a zároveň pojmout náklad určených rozměrů. Toho lze docílit dostatečným rozšířením trupu, docházelo by však k omezení nákladového prostoru a propojení křídel by bylo komplikovanější než u našeho návrhu.

Náklad bude převážen v gondole připevněné pod centroplánem. Vnější tvar gondoly je tvořen kombinací symetrických profilů GOE 775 a NACA 0024 pro dosažení optimálního poměru délky a tloušťky. Toto využití leteckých profilů má za cíl co nejmenší přírůstek odporu.



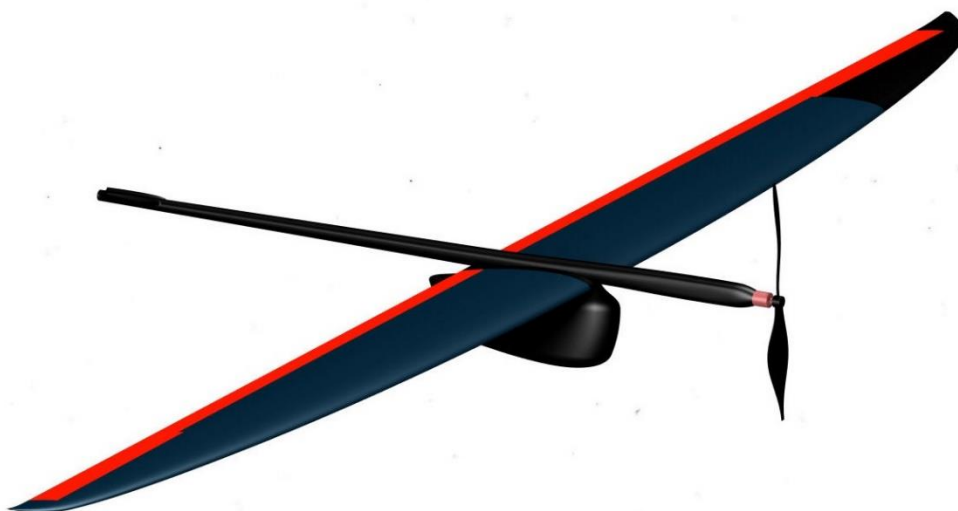
Obrázek 3-5: Model trupu a pohonné jednotky v programu CATIA

3.3 Podvozek

Podvozek bude podobný podvozkům větroňů. Jeho přední část se tedy bude nacházet v dolní části gondoly a pod ocasními plochami bude připevněná ostruha. Toto řešení je velmi hmotnostně a odporově výhodné, pilot si však musí být vědom možnosti poškození částí letounu.

3.4 Shrnutí

Celkový koncept letounu je velmi podobný komerčním modelům F3B/F3F. Ty byly značnou inspirací při návrhu zmíněných částí a budou sloužit jako koncepční vzor při návrhu ocasních ploch.



Obrázek 3-6: Model letounu bez ocasních ploch v programu CATIA

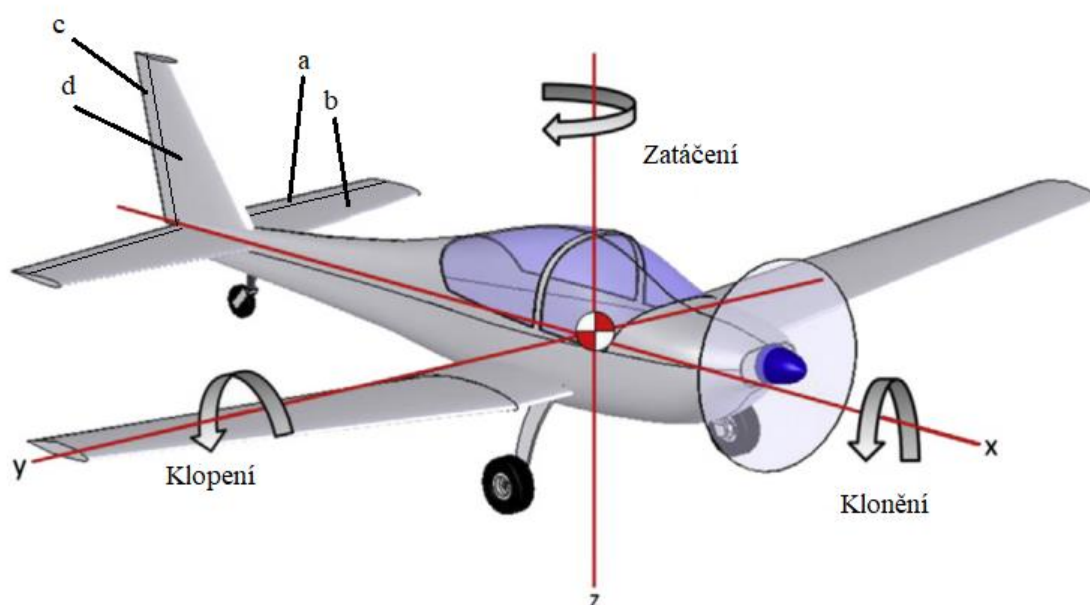


Obrázek 3-7: Komerční model CROSSFIRE eVo (v-tail) F3B/F3F [6]

4 Možné konfigurace ocasních ploch

Ocasní plochy (dále OP) se zpravidla skládají z těchto částí:

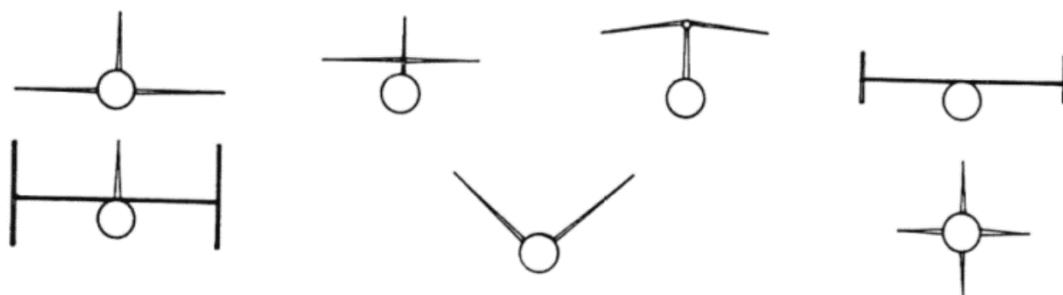
- **Vodorovné ocasní plochy** (dále VOP) slouží k zajištění podélné stability a říditelnosti. Při působení vztlaku na křídle vzniká vlivem vzdálenosti jeho působíště od těžiště klopivý moment, neboli moment kolem bočné osy, který je vyvažován stabilizátorem. Výškové kormidlo pak slouží k řízení klopivého momentu. [4]
- **Svislé ocasní plochy** (dále SOP) slouží k zajištění směrové stability a řízení zatačení (rotace kolem osy z). Návrat do stabilní polohy při vybočení letounu zajišťuje kýl, k řízení zatačení je používáno směrové kormidlo. [4]



Obrázek 4-1: Definice rotací kolem os. a – výškové kormidlo, b – stabilizátor, c – směrové kormidlo, d – kýl [4]

Tato kapitola se bude zabývat možnými typy uspořádání ocasních ploch vyhovujících konceptu letounu. Koncepty, u kterých je vyžadováno více trupů nebo jejich plochy zasahují pod osu trupu, nebudou brány v potaz.

Do rozboru budou zahrnuty 4 typy uspořádání používaných u daného typu letounu.



Obrázek 4-2: Schéma možných uspořádání [7]

4.1 Konvenční uspořádání

Zdaleka nejběžněji používané uspořádání u různých typů letounů. Podle lit. [4] bylo použito až u 80% vyrobených letounů.



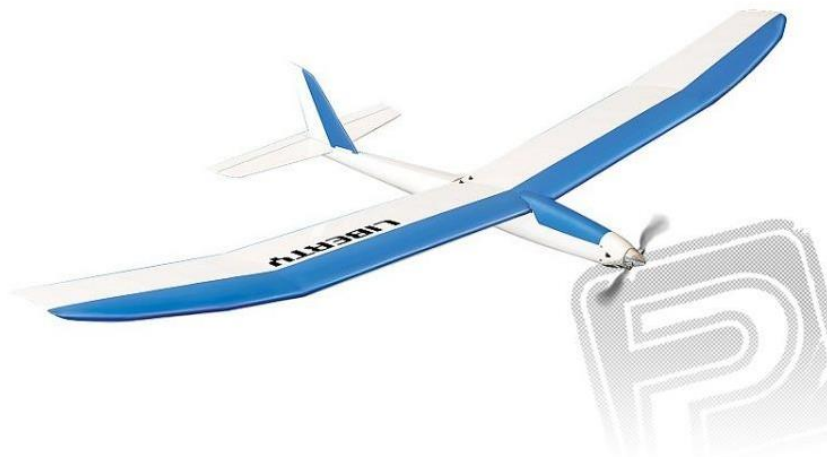
Obrázek 4-3: Konvenční uspořádání [8]

Výhody:

- Jednoduchá, lehká konstrukce [9]

Nevýhody:

- Ovlivnění funkčnosti SOP úplavem z VOP, což snižuje schopnost pilota stabilizovat letadlo hlavně při pádových scénářích [4]
- Umístění v proudu vzduchu od motoru zvyšuje příspěvek OP k celkovému odporu letounu [4]
- Možnost poškození VOP při přistání
- Nebezpečí odtržení proudu vlivem úplavu ostatních částí



Obrázek 4-4: GL01 Liberty elektrovětroň [10]

4.2 Uspořádání do T

Toto uspořádání nachází užití zejména u letounů s motory umístěnými na zadní části trupu, tedy u většiny soukromých proudových letounů. U větroňů jsou pak oblíbené z důvodu jejich aerodynamické efektivity.



Obrázek 4-5: Uspořádání do T [8]

Výhody:

- Snížení aerodynamických ztrát na konci SOP vlivem efektu koncové desky [4]
- VOP nejsou ovlivněny rozrušeným proudem vzduchu od ostatních částí letounu [4]
- Menší ovlivnění proudu na VOP od země při startu a přistání než u konvenčního uspořádání [4]
- Zlepšení klouzavosti letounu [11]

Nevýhody:

- Vysoké zatížení na SOP [4]
- Při vybočení je na VOP vytvářen asymetrický vztlak, což vede k zatížení SOP na ohyb a trupu na krut [4]

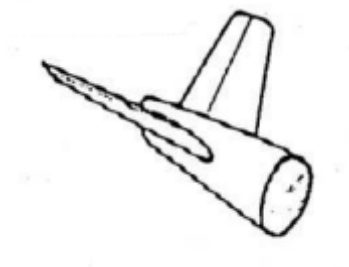
- Umístění hmoty VOP na SOP vede ke snížení vlastní frekvence SOP, z čehož vyplývá nutnost pevnější konstrukce [4]
- Možné zakrytí VOP úplavem křídla, což vede ke snížení až ztrátě jejich funkce [4]
- Nutnost vedení řídicího systému skrze SOP
- Znemožněno rohové odlehčení kýlu



Obrázek 4-6: Ventus 2cx 4.3m [12]

4.3 Uspořádání do V

Uspořádání do V vzniklo snahou spojit tři plochy konvenčního uspořádání do dvou. Sdružením těchto ploch bylo docíleno nižších odporů. Jeho nedostatky zejména v oblasti stranové stability budou hlouběji rozebrány v kapitole 7.4.



Obrázek 4-7: Uspořádání do V [8]

Výhody:

- Nízký interferenční odpor [4] [13]
- Eliminuje možnost zaseknutí směrového kormidla [4]
- Menší ovlivnění proudu na VOP od země při startu a přistání než u konvenčního uspořádání [9]
- Nízká hmotnost [14]
- Snadnější a levnější výroba [4]
- Indukovaný odpor podobný uspořádání do T [13]

Nevýhody:

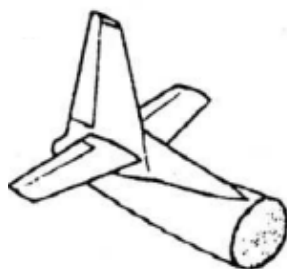
- Nutnost použití kombinačního systému v ovládání [4]
- Vznik parazitického momentu při vybočení a použití kormidla k zatáčení
- Tendence klonění proti zatáčce [4]
- Složité ovládání při přistání [4]



Obrázek 4-8: Salto H101 4m [15]

4.4 Uspořádání do kříže

Toto řešení je alternativou uspořádání do T, které je konstruktéry volno zejména tehdy, když zatížení na plochách do T by bylo příliš velké. Posuvem VOP dolů po SOP se však ztrácí efekt koncové desky a roste také interferenční odpor konfigurace.



Obrázek 4-9: Uspořádání do kříže [8]

Výhody:

- Menší zatížení než T [4]
- Menší hmotnost než T [4]
- Menší část SOP v úplavu VOP než u T [4]

Nevýhody:

- Složitá výroba kvůli nutnosti dělení SOP [4]
- Vysoký interferenční odpor [4]

- Nutnost přerušení směrového kormidla kvůli možné kolizi s výškovými kormidly



Obrázek 4-10: STORM F3B 3,23m D-BOX [16]

4.5 Shrnutí

Z rozboru konfigurací se dá usoudit, že uspořádání konvenční a do kříže nejsou pro dané použití vhodná zejména kvůli svému odporu, který je oproti zbylým možnostem značně větší. Tyto konfigurace zároveň nepřinášejí žádné relevantní výhody. V dalších kapitolách se tedy bude tato práce zabývat pouze *konfiguracemi do T a do V*.

Ohled přitom bude brán také na rozměry celého letounu. Do této skupiny patří plocha křídla S , délka střední aerodynamické tělivy křídla c_{SAT} a rozpětí b .

$$S = 1,159 \text{ m}^2$$

$$b = 4,54 \text{ m}$$

Délka střední aerodynamické tělivy se určí pomocí vzorce:

$$c_{SAT} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{b/2} c^2(y) \cdot dy = 303,38 \text{ mm} \quad [17] (4-1)$$

5 Stanovení parametrů ocasních ploch

V této kapitole budou nejprve definovány a následně navrženy důležité parametry ocasních ploch. Výpočet těchto parametrů pro splnění všech požadavků kladených na ocasní plochy je podle lit. [7] velmi složitý a hlavně nespolehlivý. Autor dodává, že v praxi se proto vychází z předchozích zkušeností a analogií s již existujícími letouny.

5.1 Popis návrhových parametrů

Při návrhu částí ocasních ploch hrají zásadní roli následující parametry.

Mohutnost ocasních ploch je bezrozměrné číslo udávající poměr charakteristických rozměrů částí ocasních ploch a křídla. Bere také v potaz jejich vzájemnou polohu.

Mohutnost VOP V_{VOP} je dána vztahem:

$$V_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot l_{VOP0,25}}{S \cdot c_{SAT}} \quad [18] (5-1)$$

Kde:

S_{VOP} je plocha půdorysného průmětu VOP

$l_{VOP0,25}$ je vzdálenost mezi aerodynamickými středy středních aerodynamických tětív křídla a VOP

Mohutnost SOP V_{SOP} je pak:

$$V_{SOP} = \frac{S_{SOP} \cdot l_{SOP0,25}}{S \cdot b} \quad [18] (5-2)$$

Parametr **štíhlost** ovlivňuje jak geometrii tak aerodynamické vlastnosti ploch. Dá se obecně říct, že se zvyšující se štíhlostí roste také sklon vztlakové čáry.

$$\lambda = \frac{b^2}{S} \quad [18] (5-3)$$

Dle lit. [19] lze z celkové plochy uspořádání do V získat **efektivní plochy VOP a SOP** dle vztahů:

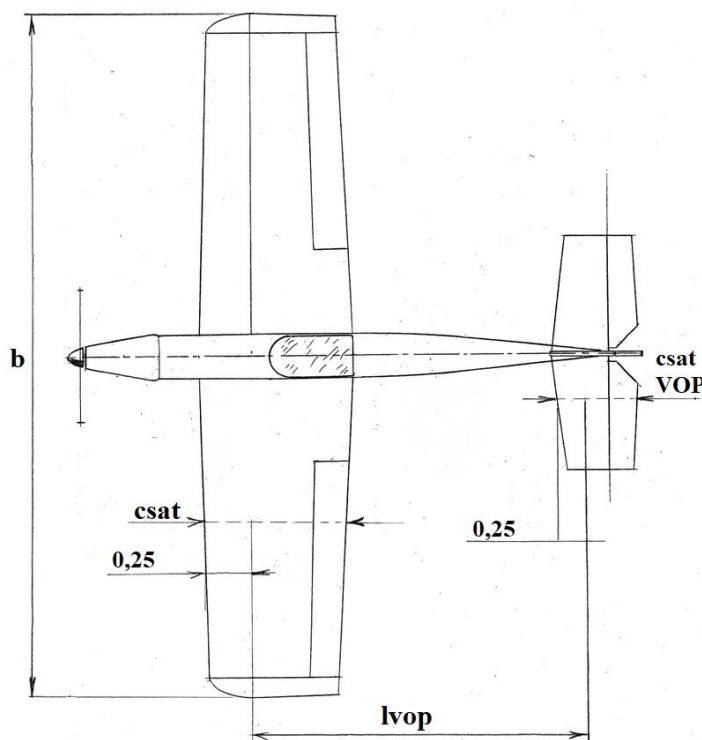
$$S_V(\cos^2 \gamma + \sin^2 \gamma) = S_{VOP} + S_{SOP} \quad [19] (5-4)$$

$$S_{VOP} = S_V \cdot \cos^2 \gamma \quad [19] (5-5)$$

$$S_{SOP} = S_V \cdot \sin^2 \gamma \quad [19] (5-6)$$

Kde úhel γ je **úhel rozevření**, který svírá ocasní plocha s horizontální rovinou a je dán vzorcem:

$$\gamma = \arctg \sqrt{\frac{S_{SOP}}{S_{VOP}}} \quad [19] (5-7)$$

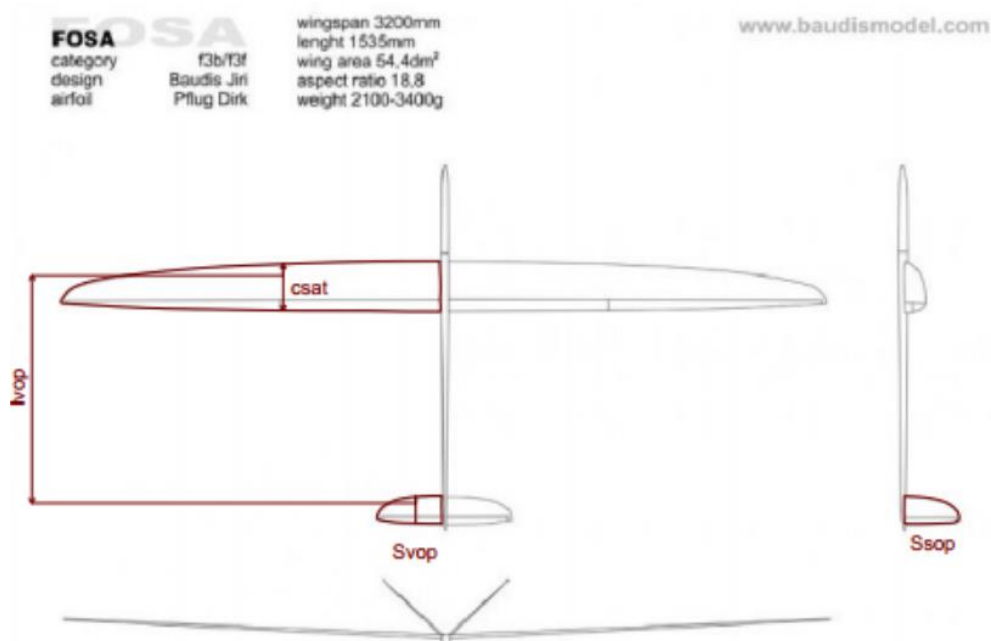


Obrázek 5-1: Základní rozměry pro určení parametrů ocasních ploch [5]

5.2 Statistický rozbor

K výběru parametrů byl vytvořen statistický soubor komerčně vyráběných modelů. Ty jsou určeny k letům za stejných podmínek jako navrhovaný letoun, tedy dosažení relativně vysokého užitečného zatížení při nízkých rychlostech letu.

Hlavní rozměry a některé parametry byly získány z webových stránek prodejců, zbylé parametry byly odečteny z dostupné výkresové dokumentace způsobem naznačeným na obrázku 6-2. Tabulka s parametry jednotlivých letounů a výkresová dokumentace je obsažena v přílohách.



Obrázek 5-2: Odečítání parametrů letounu FOSA [20]

Vzhledem k velikosti rozsahu vyšetřovaných letounů (rozpětí 2-5m) byly při rozboru použity pouze poměrné veličiny. K mohutnostem a štíhlosti byl navíc přidán poměr $l_{VOP} / csat$, zmíněný v lit. [21].

5.3 Vybrané parametry

Při výběru mohutností ocasních ploch byl brán v potaz také letoun Fabrick 2 týmu Chicken Wings, se kterým se tým účastnil soutěže v roce 2017. Pilot tohoto letounu zmínil malou obratnost a zároveň stabilitu modelu a doporučil zvýšení mohutnosti VOP. Mohutnost SOP přitom považoval více než dostačující.

S ohledem na tato doporučení byly pro letošní model navrhnuty tyto parametry.

$$V_{VOP} = 0,435$$

$$V_{SOP} = 0,0177$$

Rameno VOP, pro motýlkové plochy totožné s *ramenem SOP* je voleno dle lit. [21] v rozmezí 3,7-4,2 násobku střední aerodynamické třetivy.

$$l_{VOP0,25} = l_{SOP0,25} = 1,167 \text{ m}$$

Štíhlost ocasních ploch byla pro zlepšení aerodynamických vlastností volena vyšší než u většiny dostupných modelů.

$$\lambda = 7,15$$

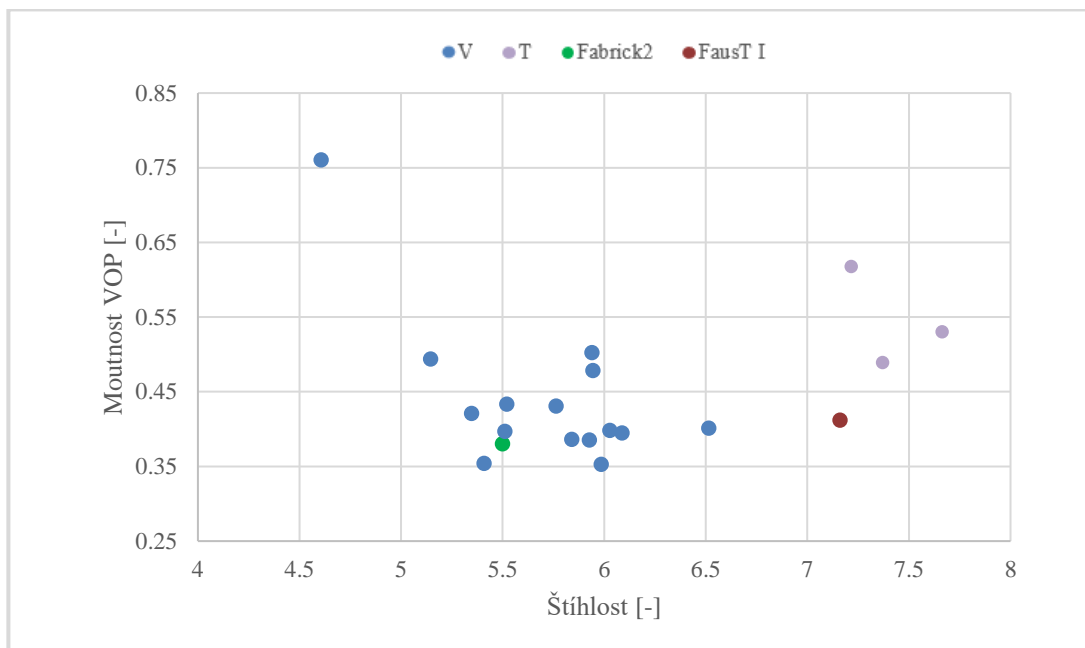
Následně byly z volených parametrů dopočítány zbylé veličiny.

$$S_{VOP} = \frac{S \cdot c_{SAT}}{V_{VOP} \cdot l_{VOP}} = 0,131 \text{ m}^2$$

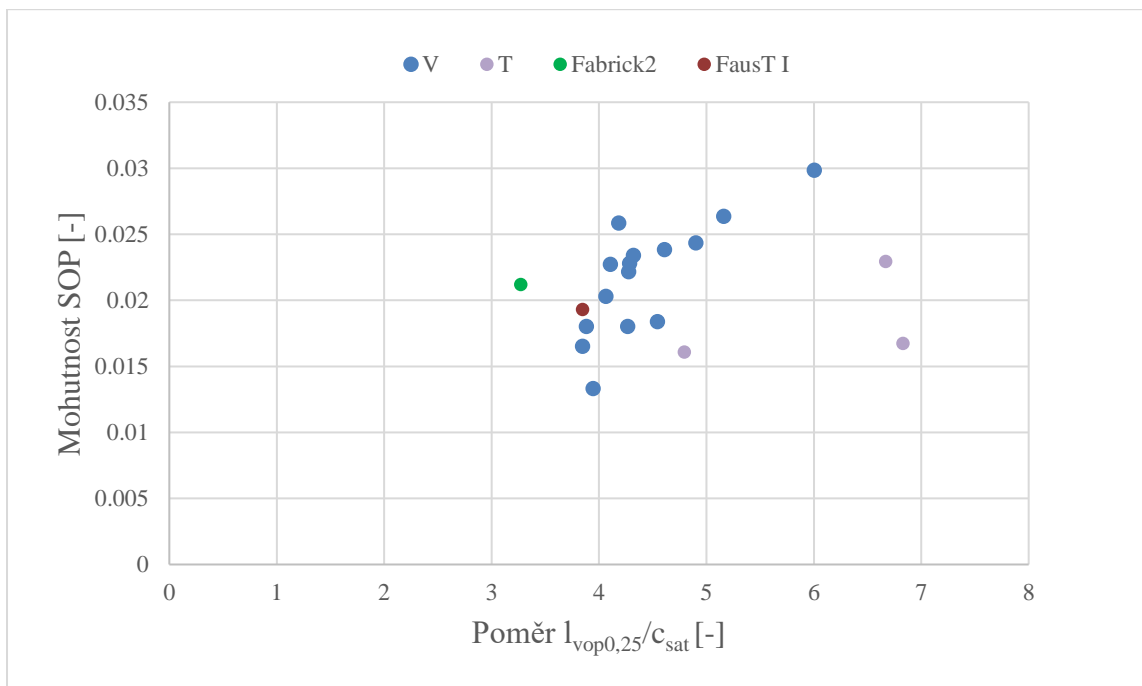
$$S_{SOP} = \frac{S \cdot b}{V_{VOP} \cdot l_{VOP}} = 0,080 \text{ m}^2$$

$$\gamma = \arctg \sqrt{\frac{S_{SOP}}{S_{VOP}}} = 38^\circ$$

$$S_V = S_{VOP} + S_{SOP} = 0,211 \text{ m}^2$$



Obrázek 5-3: Měřené veličiny 1



Obrázek 5-4: Měřené veličiny 2

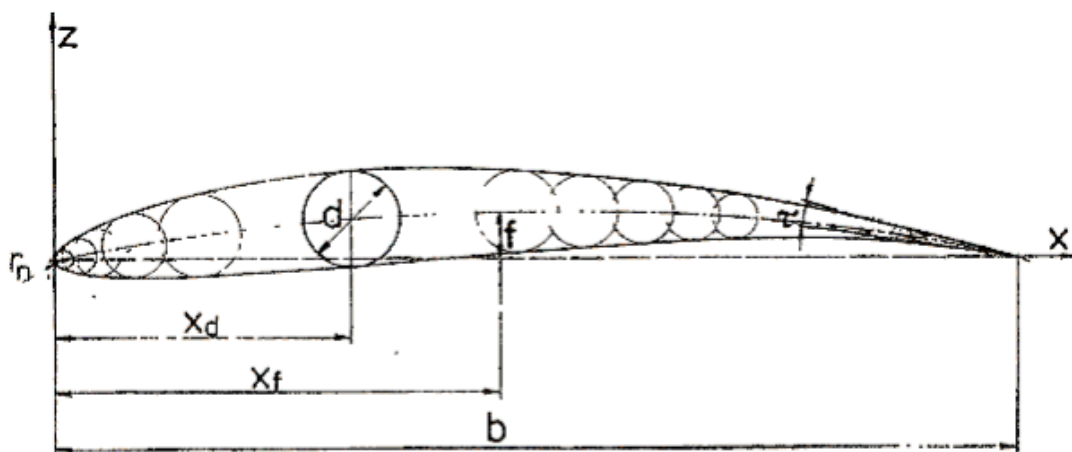
5.4 Volba profilu

Profilem rozumíme řez plochy rovinnou rovnoběžnou s rovinnou souměrnosti letounu [22]. Při rozboru ocasních ploch do V by byl tento řez velmi nepraktický. Uvažován proto bude řez rovinnou pod úhlem γ , který byl vypočítán v předchozí podkapitole. Profil plochy významně ovlivňuje její aerodynamické vlastnosti, přičemž roli zde hraje zejména jeho prohnutí.

K popisu profilů se pak dle lit. [22] používají tyto charakteristiky:

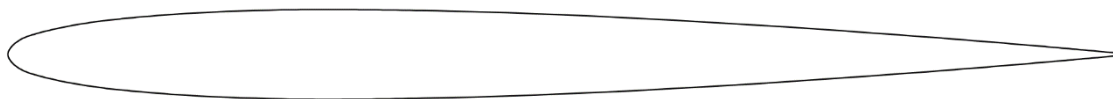
- *Střední křivka profilu* – spojnice středů kružnic vepsaných do profilu
- *Tětiva profilu* – spojnice náběžného a odtokového bodu
- *Tloušťka profilu* – průměr největší vepsané kružnice
- *Prohnutí profilu f* – největší kolmá vzdálenost střední křivky od tětivy
- *Poloměr náběžné hrany*
- *Úhel odtokové hrany*, který svírají tečny k hornímu a dolnímu obrysu

Popsané veličiny se pro zjednodušení porovnání profilů uvádějí v poměru ku délce tětivy, neboli hloubce profilu.



Obrázek 5-5: Charakteristické rozměry profilu [21]

U ocasních ploch se vzhledem k potřebě vyvození sil po obou stranách používají většinou profily symetrické. Pro letošní model byl vybrán profil **NACA 0008** s maximální tloušťkou 8% v 30% hloubky profilu [23].



Obrázek 5-6: Profil NACA0008 vykreslený programem AutoCAD pomocí dat z lit. [23]

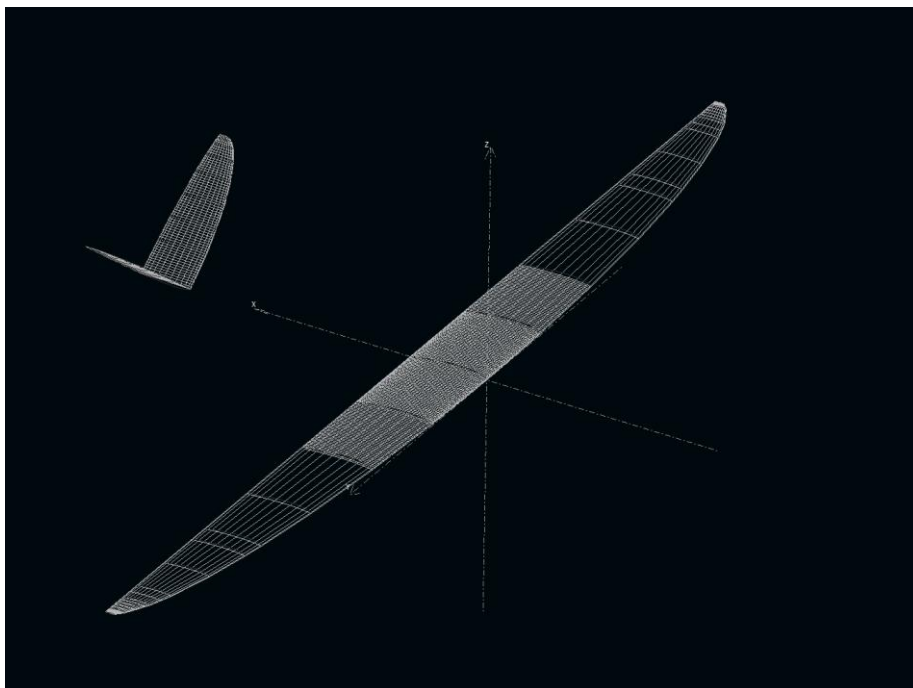
6 Porovnání vybraných konfigurací

V této kapitole bude hlouběji rozebrán vliv konfigurací do V a do T na vlastnosti letounu. První bude stanoven způsob získání aerodynamických charakteristik a posouzena jeho přesnost. Dále pak bude proveden základní výpočet podélné stability a říditelnosti a posouzení dopadu volby konfigurací na příčnou stabilitu. Nakonec budou obě konfigurace porovnány a určena z nich nejvhodnější.

Rozměry obou navrhovaných ocasních ploch budou přitom dány tak, aby u nich byly zachovány parametry volené v předchozí kapitole.

6.1 Program XFLR5

Tento program slouží k analýze aerodynamických vlastností letounů létajících při nízkých rychlostech. Let za těchto podmínek je charakteristický nízkými Reynoldsovými čísly. V rámci této práce bude využit k určení vztahových čar křídla a ocasních ploch, určení součinitele klopivého momentu křídla při nulovém vztahu C_{m0} a porovnání kombinací křídla a ocasních ploch.



Obrázek 6-1: Křídlo a ocasní plochy letounu v programu XFLR5

6.1.1 Určení sklonu vztlakové čáry

Vztlaková čára je závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu. Tato závislost se při nízkých úhlech náběhu blíží lineární, při výpočtech bude tedy nahrazena přímkou pomocí lineární regrese dat získaných z tohoto programu. Směrnice této přímky se nazývá sklon vztlakové čáry a značí se a . Při vyšších úhlech náběhu dochází k odtržení mezní vrstvy a výraznému snížení sklonu této čáry, linearita tam tedy neplatí.

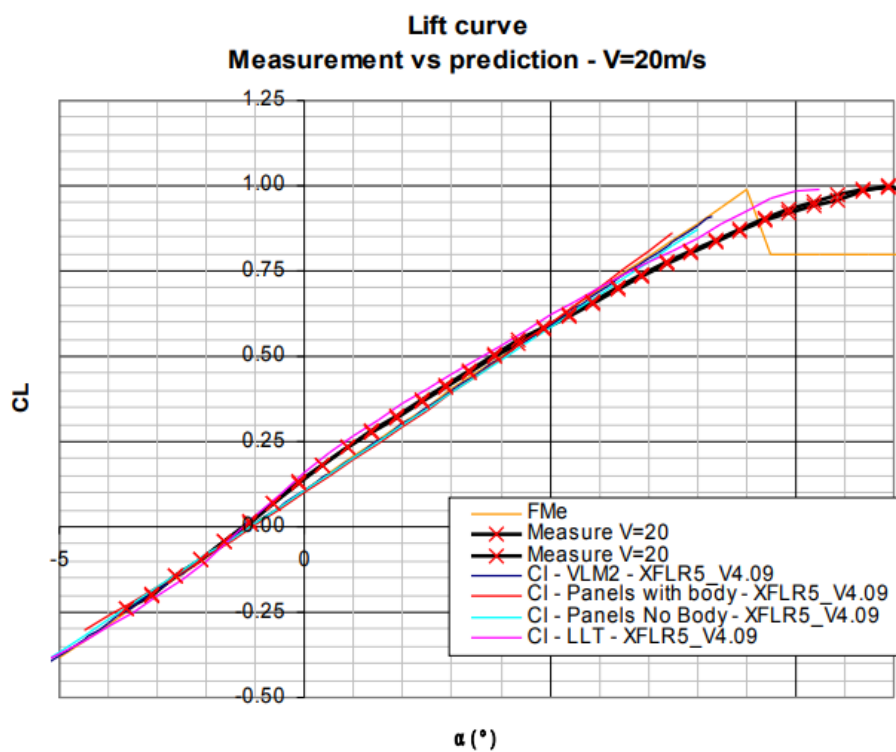
K získání vztlakové čáry byl použit výpočetní model **LLT (Lifting Line Theory)**. Ten podle zdroje [24], jež se zabývá porovnáním výsledků modelových a naměřených hodnot, nejpřesněji vystihuje nelinearitu vztlakové křivky. Nepřesnosti tohoto modelu se dle lit. [25] vyskytují pouze při nízkých štihlостech a vysokých úhlech šípu vyšetřovaných ploch.

Při výpočtu sklonu vztlakové čáry vycházíme z předpokladu, že tato křivka musí vzhledem k souměrnosti profilu procházet bodem $[0,0]$. Předpokládáme tedy rovnici tvaru:

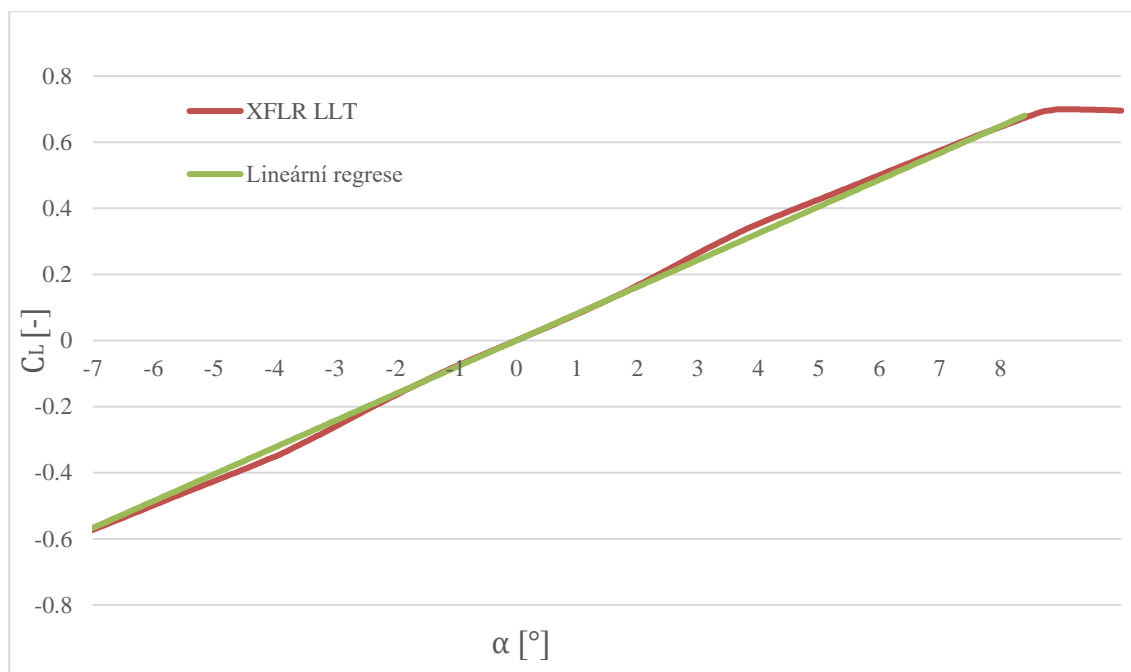
$$C_L = a \cdot \alpha \quad [-] \quad (6-1)$$

Z definice lineární regrese pak pro sklon vztlakové čáry dostáváme:

$$a = \frac{\sum \alpha \cdot C_L}{\sum \alpha^2} \quad [rad^{-1}] \quad (6-2)$$



Obrázek 6-2: Porovnání měření a analýzy – vztlaková křivka [24]

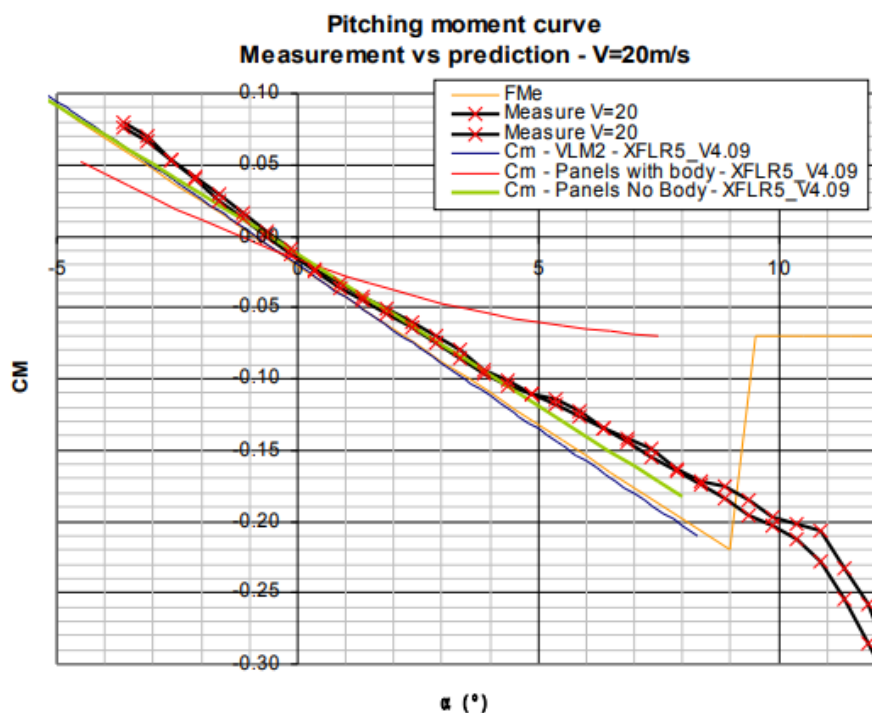


Obrázek 6-3: Nahrazení vztlakové křivky pomocí lineární regrese

6.1.2 Určení hodnoty C_{m0}

Metoda LLT byla také použita pro stanovení *součinitele klopivého momentu křídla při nulovém součiniteli vztlaku* C_{m0} . Ten je dle zdroje [24] touto metodou určen také s dostatečnou přesností.

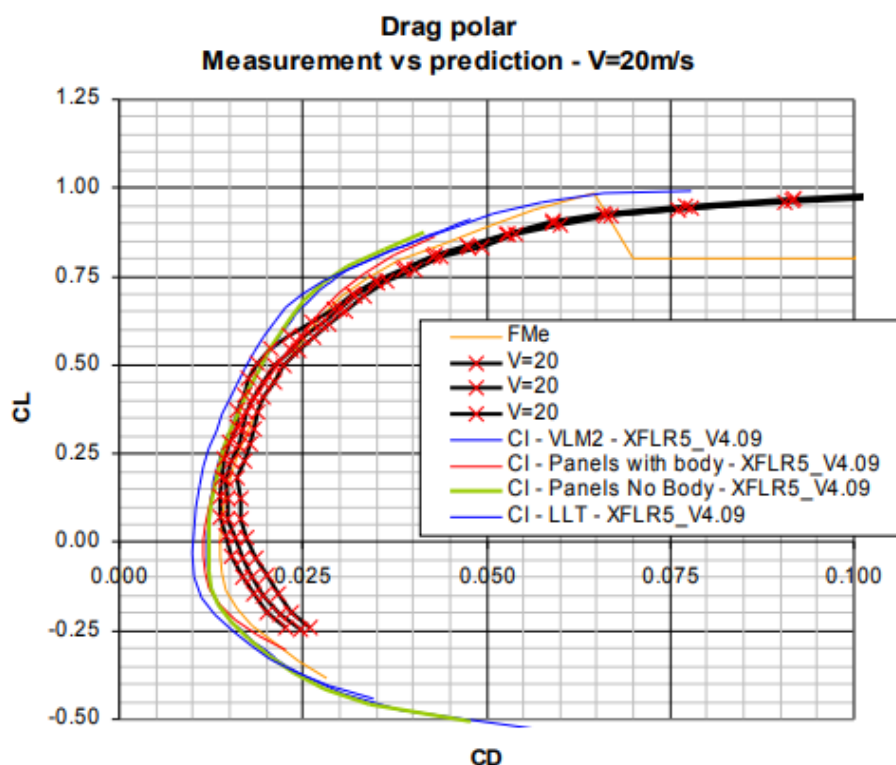
Obrázek 6-4 popisuje výsledky jednotlivých výpočetních metod v porovnání s měřeními. Hodnotu C_{m0} dostáváme u měřeného letounu při $\alpha \cong -1,25^\circ$.



Obrázek 6-4: Porovnání měření a analýzy – momentová křivka [24]

6.1.3 Metoda analýzy odporu

Analýza byla provedena na modelu křídla rozšířeném o jednotlivé typy ocasních ploch. Volenou výpočetní metodou je zde VLM (Vortex Lattice Method). Tato analýza využívá vypočtených vztlakových součinitelů k určení součinitelů odporu skrze poláry předem analyzovaných profilů [25]. Výsledné hodnoty jsou v porovnání s reálnými hodnotami nižší [24], metoda tedy není vhodná pro určení absolutních hodnot těchto koeficientů. Účelem této práce je však odpory porovnat, k čemuž metoda bohatě postačí. Při tom bude brána v potaz nepřesnost výsledků v hodnotách úhlu náběhu blízkých kritickému [25] a zároveň skutečnost, že program do výpočtu nezahrnuje interferenci jednotlivých částí letounu.



Obrázek 6-5: Porovnání měření a analýzy – polára letounu [24]

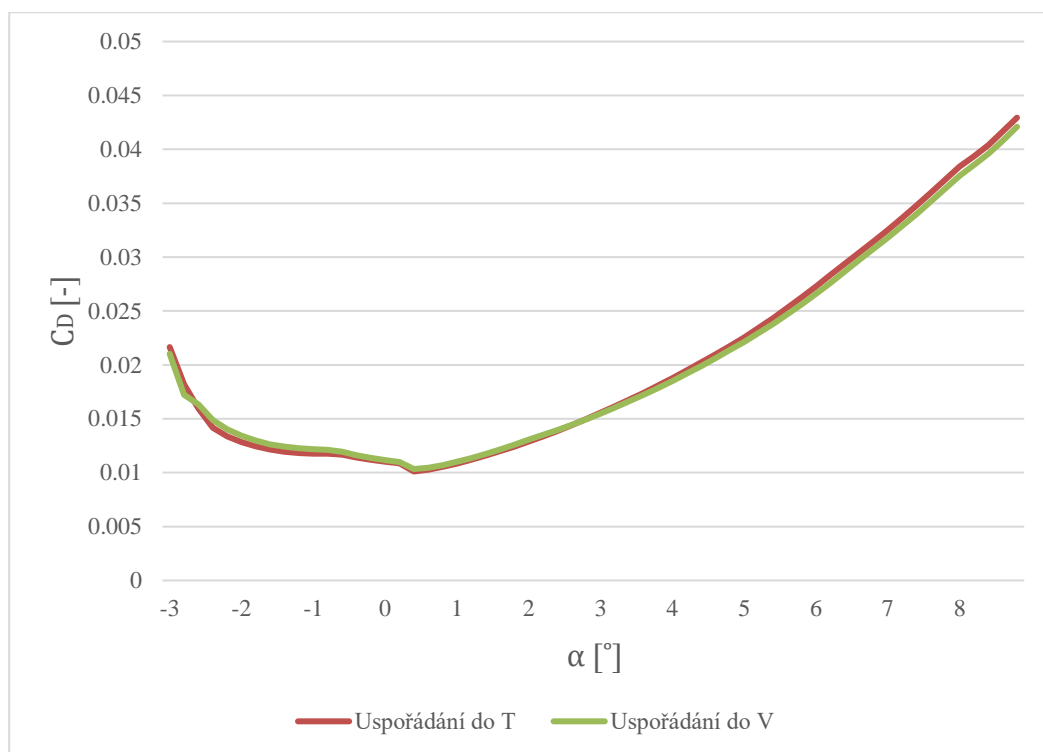
6.2 Porovnání odporu

Z analýz obou konfigurací v programu XFLR byly extrahovány jejich závislosti součinitele odporu na úhlu náběhu.

Z porovnání těchto závislostí vyplývá následující:

- V oblastech blízkých nulovému úhlu náběhu jsou hodnoty odporu uspořádání do V vyšší než uspořádání do T.
- V oblastech vzdálenějších nulovému úhlu náběhu jsou hodnoty odporu uspořádání do V nižší než uspořádání do T.

Tyto rozdíly, činící v jistých oblastech až 5% celkového odporu letounu, jsou však nereálně velké a nestabilní, budou tedy přisouzeny nepřesnosti výpočetní metody a považovány za zanedbatelně nízké.



Obrázek 6-6: Výsledky analýzy v programu XFLR5

O interferenčním odporu, který nebyl výpočtem brán v potaz, se vyjadřuje autor lit. [14]. Autor uvádí, že tento odpor činí u většiny uspořádání kolem 7,5% odporu ocasních ploch, zatímco pro uspořádání do V je tato hodnota 4,5%. Tyto hodnoty však mohou být i větší, neboť byly určeny pro letouny operujících při vyšších Reynoldsových číslech [14].

Při spojení této úvahy s výsledky analýzy bylo dosaženo závěru, že **uspořádání do V** přispívá k odporu letounu **méně než uspořádání do T**. Rozdíl těchto příspěvků je však velmi malý a v porovnání s odpory ostatních částí letounu téměř zanedbatelný.

6.3 Podélná stabilita a říditelnost

„*Statická stabilita* je definována jako schopnost letounu po poruše rovnovážného režimu letu vyvozovat vratné momenty směřující k obnově původního režimu letu.“ [17]

„*Říditelnost* se zabývá vlastnostmi letounu, které umožňují pomocí orgánů řízení volit a měnit režimy letu dle vůle pilota.“ [17]

V této podkapitole budou rozebrány a vypočítány základní charakteristiky letounu spojené s podélnou stabilitou a říditelností. Ty budou následně využity k porovnání obou navrhovaných ocasních ploch a také verzí ocasních ploch letounu Fabrick 2 zvětšenou tak, aby odpovídaly rozměrům navrhovaného letounu. V průběhu výpočtu budou také určeny parametry nutné ke konstrukci ocasních ploch a jejich umístění na letounu, jako například rozměry kormidel a úhel nastavení VOP.

Celý výpočet bude proveden dle lit. [17]. V této literatuře jsou výpočty zjednodušené zanedbáním aerodynamických odporů a z-ových souřadnic vyšetřovaných bodů.

6.3.1 Vstupní parametry letounu

Do výpočtů vstupují následné parametry letounu určeny odečtením z 3D modelu nebo analýzou modelu v programu XFLR.

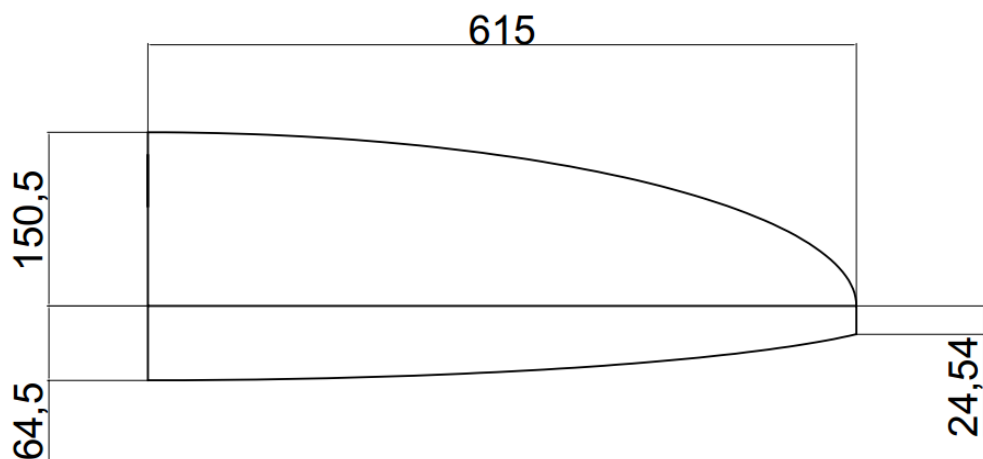
Název	Značení	Hodnota	Jednotka
Půdorysná plocha křídla	S	1,159	[m ²]
Rozpětí křídla	b	4,54	[m]
Hloubka tělivy kořenového profilu	c ₀	0,335	[m]
Hloubka střední aerodynamické tělivy	c _{SAT}	0,30338	[m]
Mohutnost VOP	V _{VOP}	0,435	[-]
Rameno VOP	l _{VOP0,25}	1,167	[m]
Plocha VOP	S _{VOP}	0,131	[m ²]
Hmotnost letounu	m	13,5	[kg]
Tíhové zrychlení	g	9,80654	[m.s ⁻²]
Sklon vztlakové čáry křídla	a _K	5,7878	[rad ⁻¹]
Sklon vztlakové čáry OP	a _{OP}	4,7928	[rad ⁻¹]
Cestovní rychlost	v _{cest}	22,22	[m.s ⁻¹]
Součinitel klopivého momentu křídla při nulovém vztlaku	C _{m0K}	-0,083	[-]
Hustota vzduchu	ρ	1,225	[kg.m ⁻³]
Koeficient snížení kinetického tlaku v místě VOP	k _{VOP}	0,95	[-]
Bezrozměrná souřadnice aerodynamického středu křídla	\bar{x}_{AK}	0,25	[-]
Štíhlost křídel	λ	17,78	[-]
Bezrozměrná souřadnice aerodynamického těžiště	\bar{x}_T	0,3	[-]

Tabulka 6-1: Vstupní hodnoty výpočtu

Pozn.: Veškeré bezrozměrné souřadnice jsou vztaženy k hloubce střední aerodynamické tělivy křídla.

6.3.2 Výpočet

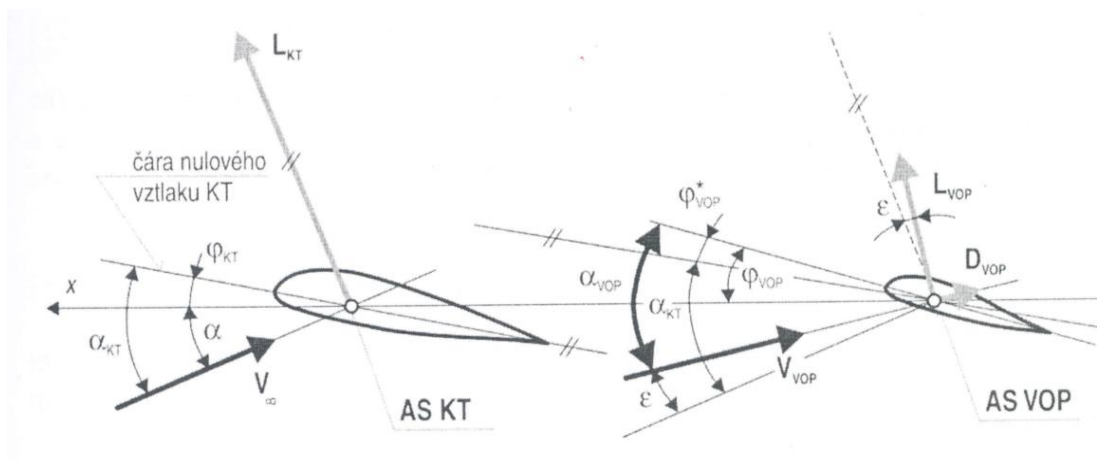
Tento vzorový výpočet platí pro uspořádání do V. Na obrázku 6-7 jsou vyznačeny základní rozměry udávající tvar navrhovaných ocasních ploch.



Obrázek 6-7: Rozměry zkoumané plochy

6.3.2.1 Definice úhlů

Vzájemné pozice úhlů, které jsou při následujících výpočtech důležité, zobrazuje obrázek 6-8.



Obrázek 6-8: Definice úhlů [17]

Základním úhlem pro rozbor letových vlastností je **úhel náběhu α** . Ten je definován jako úhel mezi proudem nabíhajícího vzduchu a podélnou osou letounu x.

Úhel nastavení kombinace křídlo-trup φ_{KT} je úhel, který svírá čára nulového vztlaku kombinace křídlo-trup a podélná osa letounu x. Součet tohoto úhlu a úhlu náběhu α pak dává úhel náběhu kombinace křídlo-trup α_{KT} . Úhel φ_{KT} byl odečten ze vztlakové čáry křídla získané v programu XFLR.

$$\varphi_{KT} = 4,94 [^\circ]$$

Úhel ε je úhel zešikmení proudu vzduchu v místě VOP a je závislý na úhlu α_{KT} .

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \cdot \alpha_{KT} \quad [^\circ] \quad [17] \quad (6-3)$$

Přičemž byl zaveden předpoklad $\varepsilon_0 = 0 [^\circ]$ kvůli velké štíhlosti trupu a vzdálenosti ocasních ploch od křídel.

Úhel φ_{VOP}^* je úhel nastavení VOP vůči čáře nulového vztlaku kombinace křídlo-trup.

Pro úhel náběhu VOP pak platí:

$$\alpha_{VOP} = \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \cdot \alpha_{KT} + \varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0 \quad [^\circ] \quad [17] \quad (6-4)$$

6.3.2.2 Statická zásoba stability

Jako první byla vypočtena **poloha aerodynamického středu letounu s pevným řízením** \bar{x}_A . Ta se dá vyjádřit jako:

$$\bar{x}_A = \bar{x}_{AKT} + \Delta \bar{x}_{AVOP} \quad [17] \quad (6-5)$$

Kde:

\bar{x}_{AKT} je poloha aerodynamického středu křídla změněná o příspěvky trupu $\Delta \bar{x}_{ATR}$ a gondol $\Delta \bar{x}_{AG}$ zvaná poloha aerodynamického středu konfigurace křídlo-trup.

$$\bar{x}_{AKT} = \bar{x}_{AK} + \Delta \bar{x}_{ATR} + \Delta \bar{x}_{AG} \quad [17] \quad (6-6)$$

$\Delta \bar{x}_{AVOP}$ je příspěvek VOP k posunu aerodynamického středu letounu.

Příspěvek trupu k posuvu aerodynamického středu (resp. **gondol**) je dán:

$$\Delta \bar{x}_{ATR} = -K_{ATR} \cdot \frac{b_{TR} \cdot c_0^2}{S \cdot c_{SAT}} \quad [17] \quad (6-7)$$

Kde:

K_{ATR} je bezrozměrový faktor vyjadřující vliv trupu na polohu aerodynamického středu letounu určená z obrázku 6-9

b_{TR} je maximální šířka trupu [m]

Z mušky letounu byly odečteny potřebné geometrické údaje o trupu a gondole:

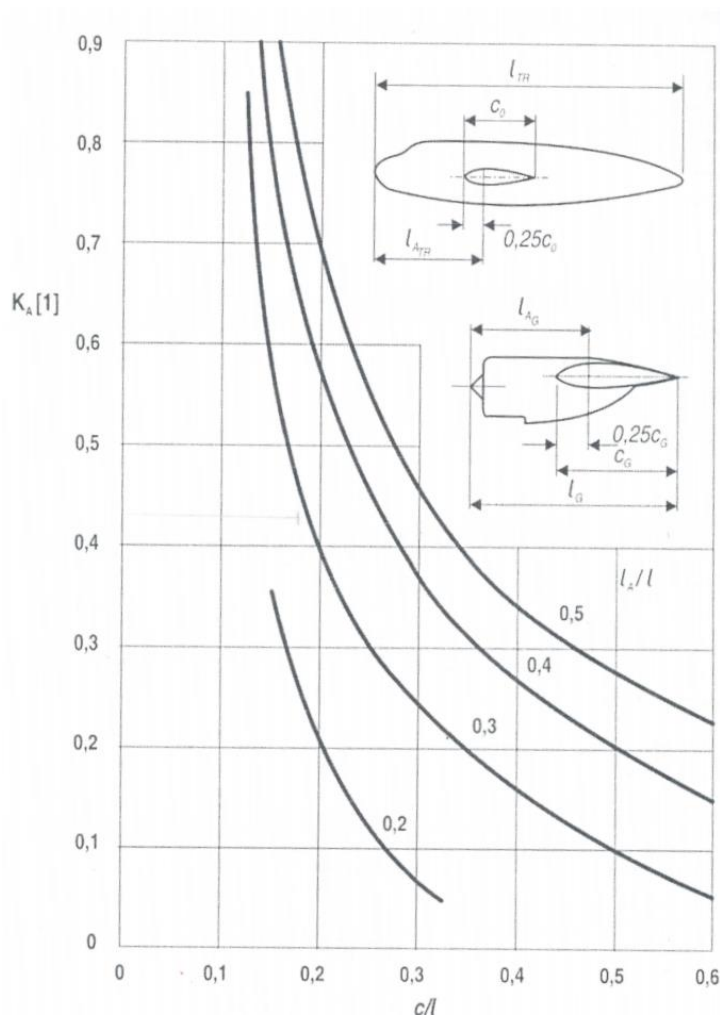
Délka trupu	l_{TR}	1,962	[m]
Maximální šířka trupu	b_{TR}	0,05	[m]
Vzdálenost 0,25 c_0 od nosu trupu	l_{ATR}	0,56528	[m]
Poměry pro odečet z obrázku 6-9	$\frac{c_0}{l_{TR}}$	0,1707	[-]
	$\frac{l_{ATR}}{l_{TR}}$	0,2881	[-]
Délka gondoly	l_G	0,55	[m]
Maximální šířka gondoly	b_G	0,136	[m]
Hloubka profilu v rovině souměrnosti gondoly	c_G	0,335	[m]
Vzdálenost 0,25 c_G od nosu gondoly	l_{AG}	0,13375	[m]
Poměry pro odečet z obrázku 6-9	$\frac{c_0}{l_{TR}}$	0,6091	[-]
	$\frac{l_{ATR}}{l_{TR}}$	0,2432	[-]

Tabulka 6-2: Rozměry trupu a gondoly

Odečtením z obrázku NNNNNNNNNN byly určeny faktory K a následně byly dle doporučení lit. [17] sníženy o 5% kvůli hornoplošné konfiguraci letounu.

$$K_{ATR} = 0,4275$$

$$K_G \cong 0$$



Obrázek 6-9: faktor vlivu trupu na polohu aerodynamického středu letounu [17]

Pak příspěvky se rovnají:

$$\Delta \bar{x}_{A_{TR}} = -0,00682$$

$$\Delta \bar{x}_{A_G} = 0$$

A pro $\bar{x}_{A_{KT}}$:

$$\bar{x}_{A_{KT}} = 0,25 - 0,00754 - 0 = 0,2432$$

Příspěvek VOP k posunu aerodynamického středu letounu je dán rovnicí:

$$\Delta \bar{x}_{A_{VOP}} = \frac{a_{VOP}}{a_L} \cdot k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \quad [17] (6-8)$$

Kde:

a_L je sklon vztlakové čáry letounu [rad^{-1}]

\bar{V}_{VOP} je mohutnost VOP vůči aerodynamickému středu kombinace křídlo-trup

$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ je derivace úhlu zešikmení proudu vzduchu v místě VOP

Derivaci $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ určíme dle vzorce:

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \doteq 1,75 \cdot \frac{a_K}{\pi \lambda (\bar{l}_{VOP,0,25} A)^{\frac{1}{4}} (1 + |\bar{h}_{VOP}|)} \quad [17] (6-9)$$

Kde:

A je zúžení křídel, stanovené převedením eliptického křídla na náhradní lichoběžníkové křídlo o stejné střední geometrické těživě

$\bar{l}_{VOP,0,25}; |\bar{h}_{VOP}|$ jsou poměrné geometrické charakteristiky vztažené na polovinu rozpětí a určené z mušky letounu.

$$A = 0,1152$$

$$\bar{l}_{VOP,0,25} = 0,5151$$

$$|\bar{h}_{VOP}| = 0,09365$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0,336$$

Pro výpočet \bar{V}_{VOP} zavedeme pojem rameno VOP k aerodynamickému středu konfigurace křídlo-trup, znač. l_{VOP} .

$$l_{VOP} = l_{VOP,0,25} + (0,25 - \bar{x}_{AKT}) \cdot c_{SAT} = 1,1691 \quad [m] [17] (6-10)$$

$$\bar{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot l_{VOP}}{S \cdot c_{SAT}} = 0,4361 \quad [17] (6-11)$$

Sklon vztlakové čáry letounu pak dostaneme z rovnice:

$$a_L = a_{KT} + a_{VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) = 6,1296 \quad [rad^{-1}] [17] (6-12)$$

Zároveň jsou zavedeny předpoklady, že

$$a_K = a_{KT}, a_{VOP} = a_{OP} \quad [17] (6-13)$$

Po dosazení tedy dostáváme:

$$\Delta \bar{x}_{A_{VOP}} = \frac{a_{VOP}}{a} \cdot k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) = 0,2149$$

Poloha aerodynamického středu letounu:

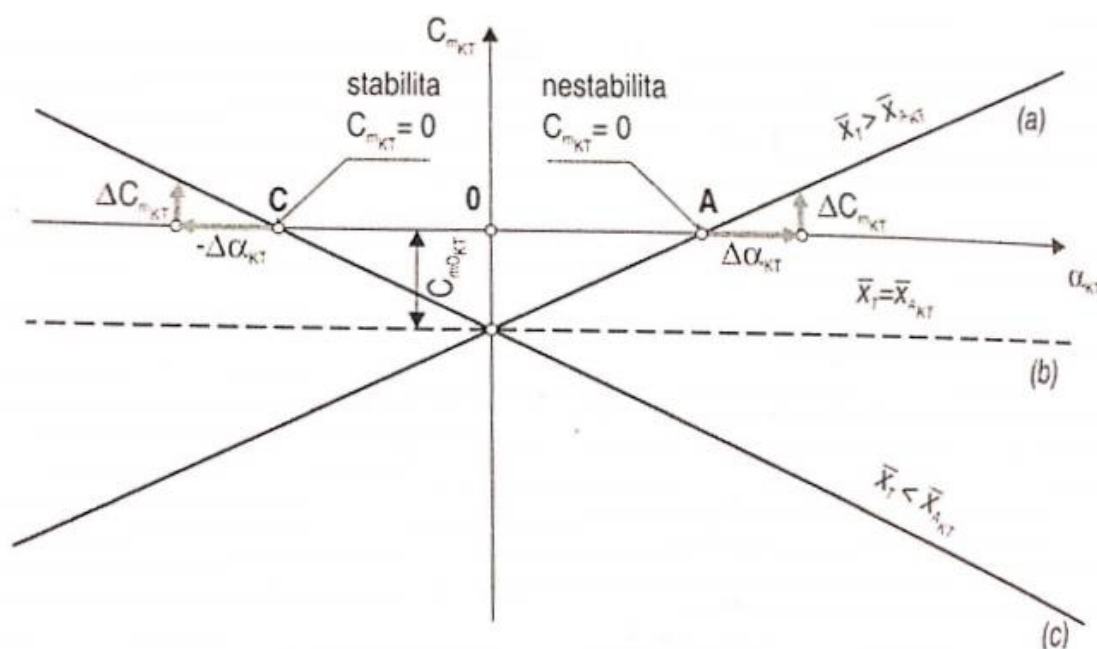
$$\bar{x}_A = \bar{x}_{A_{KT}} + \Delta \bar{x}_{A_{VOP}} = 0,4580$$

Statická zásoba stability s pevným řízením je veličina popisující míru podélné statické stability rovnovážného režimu letu. Pro stabilní režim nabývá kladných hodnot a platí, že čím je větší, tím je rovnovážný režim letu stabilnější.

$$\sigma_A = \bar{x}_A - \bar{x}_T = 0,1580 \quad [17] (6-14)$$

6.3.2.3 Vztlakové a momentové čáry

Závislost součinitele klopivého momentu na úhlu náběhu se nazývá **momentová čára**. Obrázek 6-10 zobrazuje několik možností průběhu těchto závislostí a označuje, ve kterých případech je letoun stabilní či nestabilní.



Obrázek 6-10: Možné průběhy momentových čar [17]

Momentová čára letounu se skládá z příspěvků od křídla a VOP.

$$C_m = C_{m_{KT}} + C_{m_{VOP}} \quad [17] (6-15)$$

Příspěvek kombinace křídlo-trup je roven:

$$C_{m_{KT}} = C_{m_{0KT}} + a_{KT} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_{A_{KT}}) \cdot \alpha_{KT} \quad [17] (6-16)$$

Příspěvek VOP je dán:

$$C_{m_{VOP}} = (C_{m_{VOP}})_{\alpha_{KT}=0} + (C_{m_{\alpha}})_{VOP} \cdot \alpha_{KT} \quad [17] (6-17)$$

Kde:

$$(C_{m_{VOP}})_{\alpha_{KT}=0} = -a_{VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP} \cdot (\varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0) \quad [17] (6-18)$$

$$(C_{m_{\alpha}})_{VOP} = -a_{VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \quad [17] (6-19)$$

Pro sestrojení momentové čáry letounu chybí tedy pouze úhel φ_{VOP}^* . Ten byl dopočítán za předpokladu, že celkový součinitel klopivého momentu letounu C_m je roven nule při úhlu náběhu $\alpha_{KT} = 4,94^\circ$. Tento úhel odpovídá letovému režimu, při kterém je proud nabíhajícího vzduchu rovnoběžný s podélnou osou letounu x.

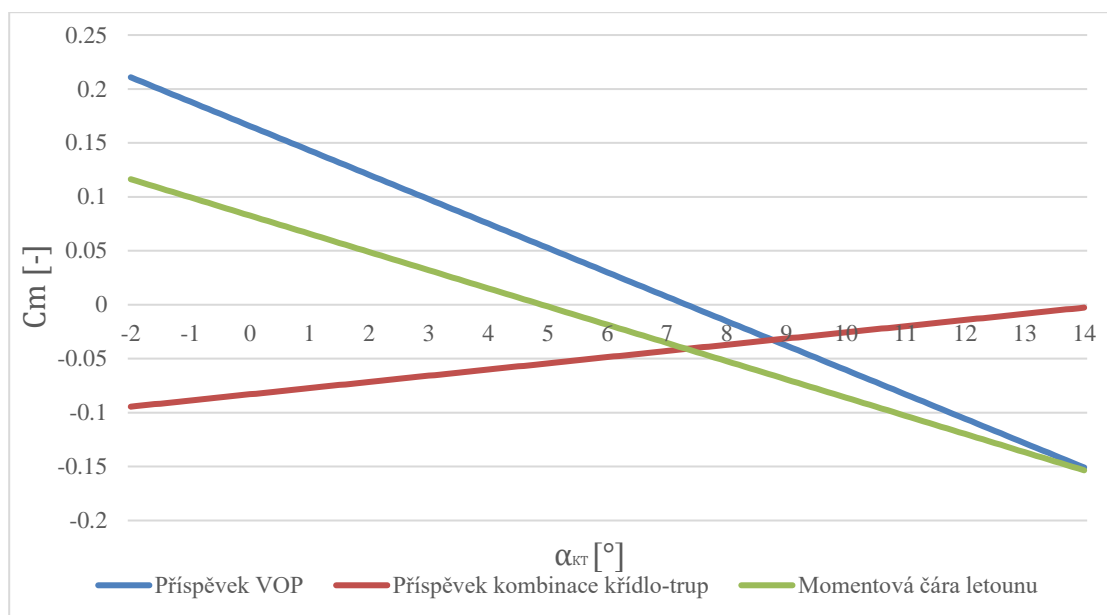
$$\begin{aligned} \varphi_{VOP}^* = & \frac{C_{m_{0KT}} + a_{KT} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_{A_{KT}}) \cdot \alpha_{KT}}{a_{VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP}} \\ & - \frac{a_{VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \cdot \alpha_{KT}}{a_{VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \bar{V}_{VOP}} + \varepsilon_0 \end{aligned} \quad (6-20)$$

$$\varphi_{VOP}^* = -4,866^\circ$$

Z tohoto výsledku byl dopočítán **úhel nastavení VOP** k podélné ose letounu.

$$\varphi_{VOP} = 0,074^\circ$$

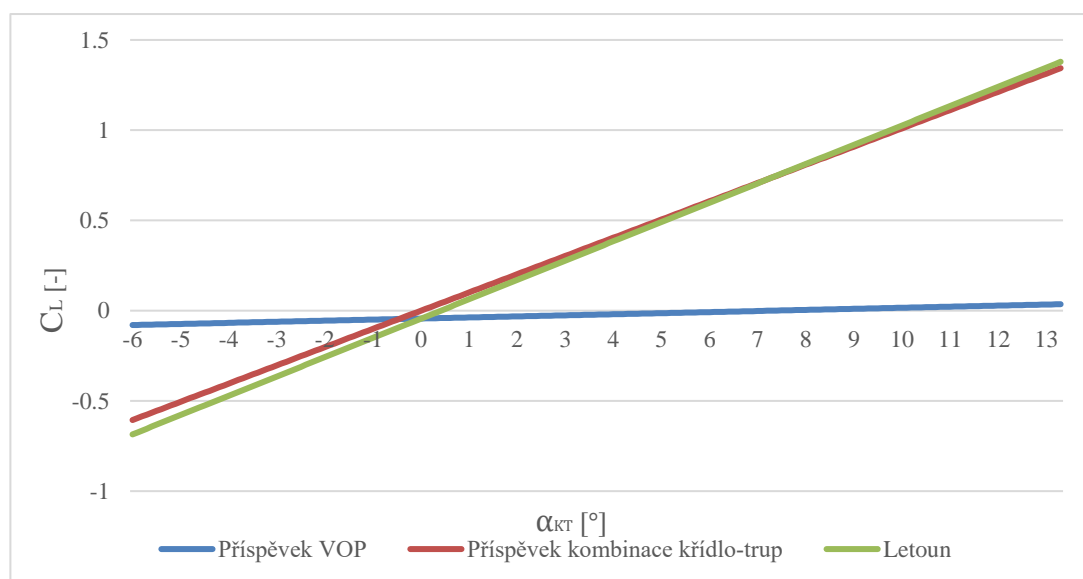
Následně byly sestrojeny jednotlivé momentové čáry.



Obrázek 6-11: Momentové čáry

Vztlaková čára letounu vyjadřuje závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu. Tato čára byla sestrojena dle rovnice:

$$C_L = a_{VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot (\varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0) + \left[a_{KT} + a_{VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \right] \cdot \alpha_{KT} \quad [17] (6-21)$$



Obrázek 6-12: Vztlakové čáry

6.3.2.4 Řiditelnost

Jako první byla stanovena **účinnost kormidla** dle vzorce:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} = \eta_1 \cdot \eta_2 \cdot \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right)_0 \quad [17] \text{ (6-22)}$$

Kde:

$\eta_1; \eta_2$ jsou korekční faktory účinnosti kormidla a byly odečteny z obr. 10-9, resp. 10-10, str. 225 lit. [17]

$\eta_1 \doteq 1$ pro zaslepenou šterbinu mezi kormidlem a zbytkem ocasních ploch

$\eta_2 = 1$ pro výchyly kormidla menší než 10°

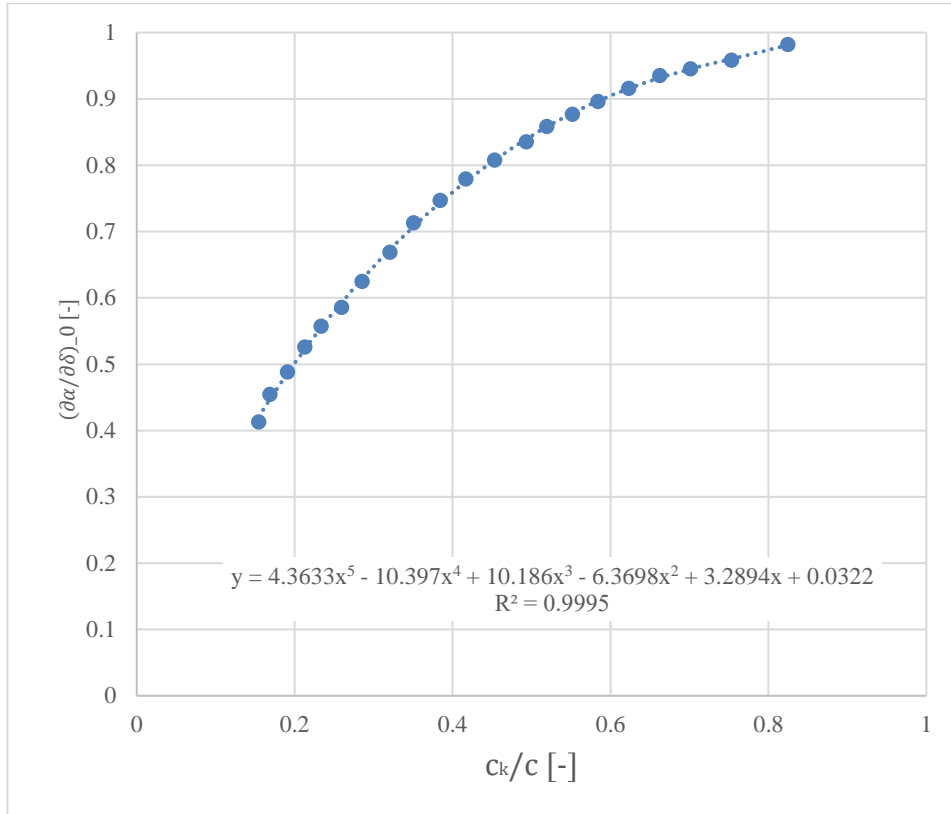
$\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right)_0$ je základní účinnost kormidla, která se určí dle obr. 10-8, str. 224 lit. [17].

Vzhledem k faktu, že hloubka kormidla v poměru ku celkové hloubce profilu průřezu není po polorozpětí konstantní, byla křivka platná pro úhel odtokové hrany profilu NACA0008 převedena do programu EXCEL (obrázek 6-13). Základní účinnost celého kormidla pak byla stanovena jako vážený průměr základních účinností jednotlivých průřezů ocasních ploch dle vzorce:

$$\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right)_0 = \frac{\sum_{i=1}^{615} \left[\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right)_{0_i} \cdot c_i \right]}{\sum_{i=1}^{615} c_i} = 0,659 \quad (6-23)$$

Po dosazení:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} = 0,659$$



Obrázek 6-13: Náhradní křivka pro výpočet účinnosti kormidla

Dále byly vyjádřeny **příspěvky výchylek kormidel ke vztlaku a klopivému momentu letounu.**

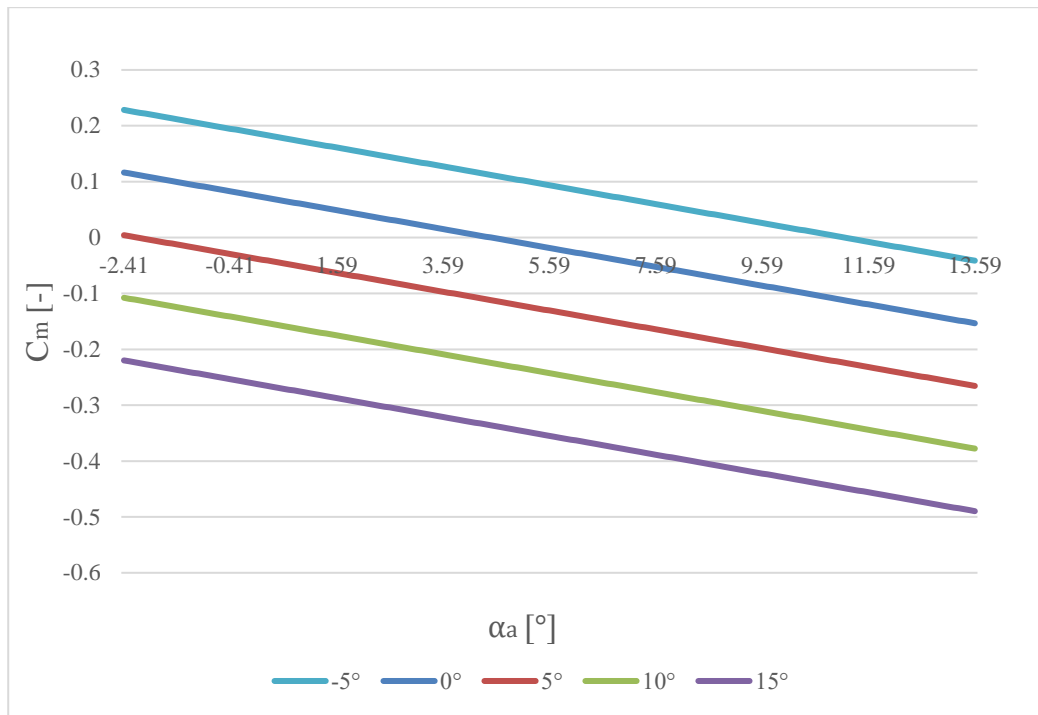
$$C_{L\delta} = a_{VOP} \cdot \left(\frac{\partial\alpha}{\partial\delta} \right) \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \quad [17] (6-24)$$

$$C_{m\delta} = -a_{VOP} \cdot \left(\frac{\partial\alpha}{\partial\delta} \right) \cdot k_{VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP} \quad [17] (6-25)$$

Kde:

$$\tilde{V}_{VOP} = \bar{V}_{VOP} - \frac{S_{VOP}}{S} \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_{AKT}) = 0,4297 \quad [17] (6-26)$$

Příspěvek kormidla VOP ke klopivému momentu letounu vyjadřuje obrázek 6-14. Příspěvek VOP ke vztlaku je velmi malý a proto zde nebude zobrazen.



Obrázek 6-14: Vliv výchylky kormidla na momentovou čáru letounu

Dále byla také sestrojena **rovnovážná vztlaková čára letounu** daná rovnicí:

$$C_{LR} = -\frac{C_{m0L} \cdot C_{L\delta}}{C_{m\delta}} + \left(C_{L\alpha} - C_{m\alpha} \cdot \frac{C_{L\delta}}{C_{m\delta}} \right) \cdot \alpha_a \quad [17] (6-27)$$

Kde:

$C_{L\alpha}$ je sklon vztlakové čáry letounu

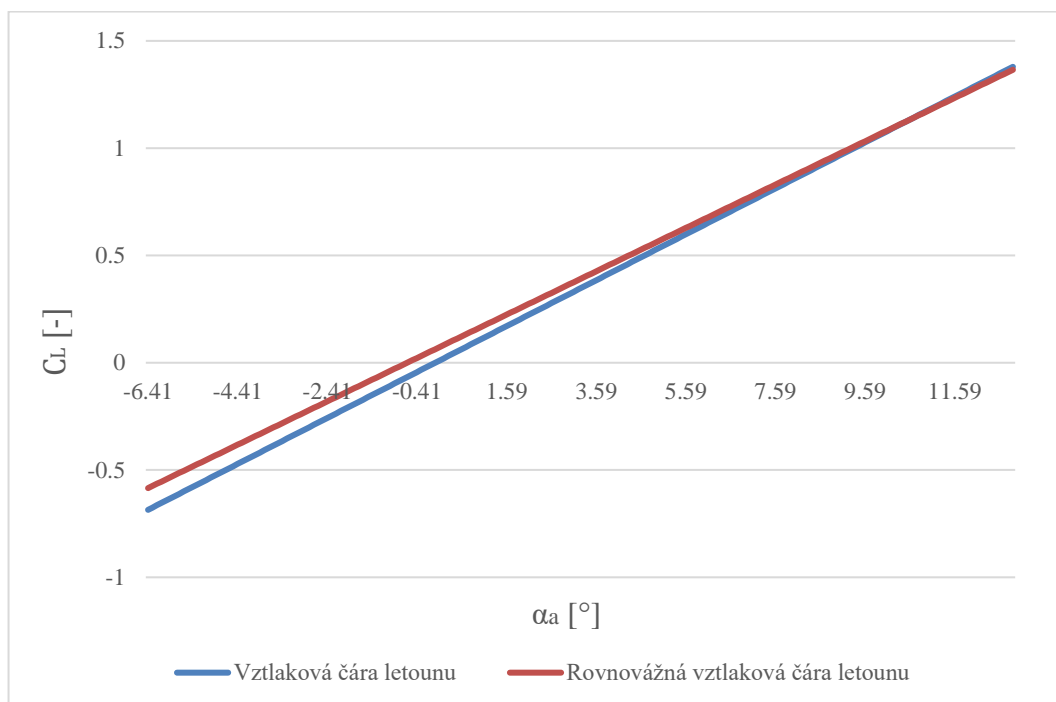
$$C_{L\alpha} = a_{KT} + a_{VOP} * k_{VOP} * \frac{S_{VOP}}{S} * \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \quad [17] (6-28)$$

$C_{m\alpha}$ je sklon momentové čáry letounu

$$C_{m\alpha} = a_{KT} * (\bar{x}_T - \bar{x}_{A_{KT}}) - a_{VOP} * k_{VOP} * \bar{V}_{VOP} * \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \quad [17] (6-29)$$

C_{m0L} je hodnota součinitele klopivého momentu letounu při nulovém součiniteli vztlaku, která byla odečtena z momentové čáry letounu.

$$C_{m0} = 0,08265$$



Obrázek 6-15: Rovnovážná vztlaková čára

Nakonec byla určena **výchylka kormidla potřebná na změnu násobku zatížení** dle rovnice:

$$\frac{\Delta \delta_V}{n-1} \doteq -\frac{C_G}{C_{m_\delta}^*} \cdot \left(\bar{x}_T - \bar{x}_A + \frac{C_{m_q}}{2\mu} \right) \quad [^\circ] \quad [17] \quad (6-30)$$

Kde:

C_G je součinitel tíhové síly letounu.

$$C_G = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot v_{cest}^2 \cdot S} = 0,37765 \quad [17] \quad (6-31)$$

μ je bezrozměrová hmotnost letounu.

$$\mu = \frac{2 \cdot m}{\rho \cdot S \cdot c_{SAT}} = 62,68 \quad [17] \quad (6-32)$$

C_{m_q} je derivace momentu tlumení klopení letounu.

$$C_{m_q} = -2,3 \cdot a_{VOP} \cdot k_{VOP} \cdot \tilde{V}_{VOP} \cdot \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_{SAT}} = -17,772 \quad [17] \quad (6-33)$$

Přičemž \tilde{l}_{VOP} je rameno VOP k těžišti.

$$\tilde{l}_{VOP} = l_{VOP0,25} + (\bar{x}_{AK} - \bar{x}_T) \cdot c_{SAT} = 1,1518m \quad [17] (6-34)$$

$C_{m_\delta}^*$ je derivace součinitele klopivého momentu k aerodynamickému středu letounu s pevným řízením podle výchylky kormidla.

$$C_{m_\delta}^* = -C_{L_\delta} \cdot \frac{l_{VOP}^*}{c_A} = -1,2332 \quad [17] (6-35)$$

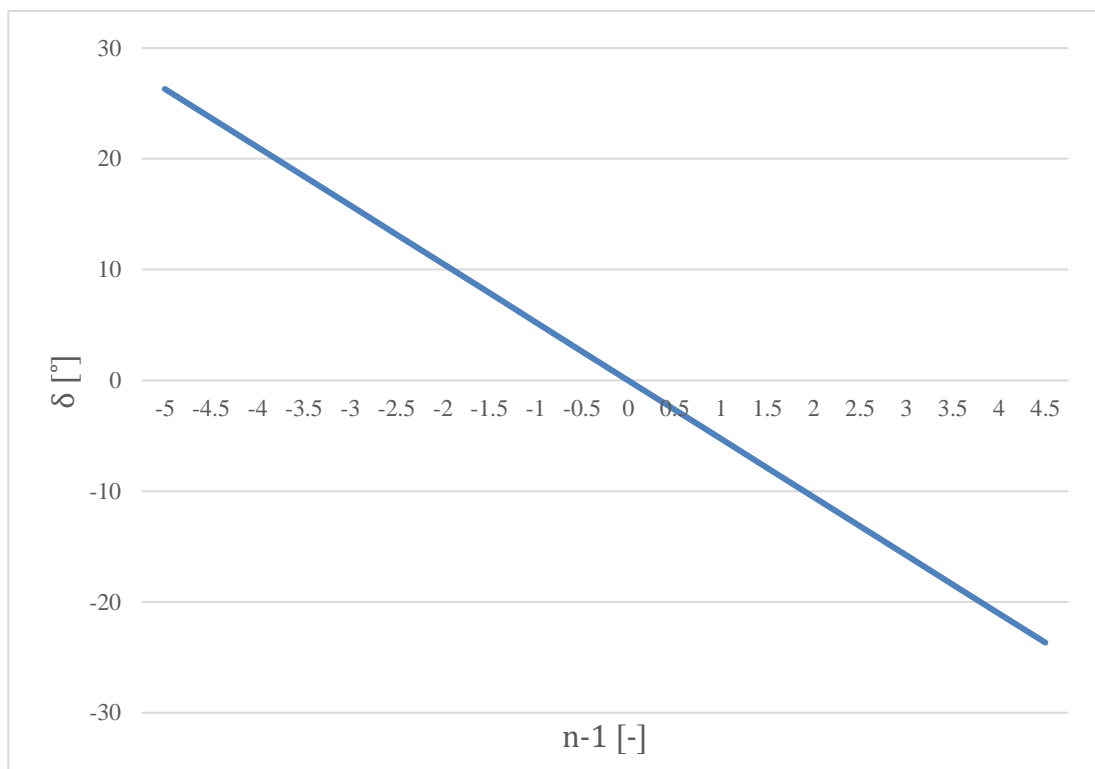
Označení l_{VOP}^* pak představuje rameno VOP k aerodynamickému středu letounu.

$$l_{VOP}^* = \tilde{l}_{VOP} - (x_A - x_T) = 1,1039m \quad [17] (6-36)$$

Výchylka potřebná na zvětšení násobku o 1 je tedy:

$$\frac{\Delta\delta_V}{n-1} = 5,26^\circ$$

Vzhledem k manévrovacím potřebám letounu byla tedy určena maximální výchylka kormidla 30° .



Obrázek 6-16: Výchylka na násobek

6.3.3 Porovnání vypočítaných hodnot

Následující tabulka udává některé vypočtené hodnoty možných uspořádání.

Veličina	V	T	Fabrick 2	Jednotka
\bar{x}_A	0,458	0,479	0,370	[-]
σ_A	0,158	0,179	0,070	[-]
$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$	0,336	0,304	0,541	[-]
$\frac{\partial \alpha}{\partial \delta}$	0,659	0,659	0,51	[-]
$\frac{\Delta \delta_V}{n-1}$	5,26	5,49	5,35	[°]

Tabulka 6-3: Vypočtené hodnoty

Po porovnání těchto hodnot lze ze stabilitního hlediska říct, že použitím konfigurace do T je dosaženo větší statické zásoby stability než do V. Značný podíl na tom má umístění VOP výše nad osou trupu u konfigurace do T, které vede k menšímu zešíkvení proudu vzduchu v daném místě. Obě možnosti se nacházejí v rozmezí běžných hodnot statické zásoby stability, tedy 0,1-0,2.

Posunutí aerodynamického středu letounu má dále však negativní vliv na obratnost letounu, což dokazuje fakt, že hodnota výchylky na násobek je vyšší pro konfiguraci do T. Letoun s uspořádáním do V lze tedy dle hodnot v tabulce 6-3 považovat za obratnější.

Při porovnání obou konfigurací s parametry letounu Fabrick 2 si lze všimnout následujícího:

- Zvětšením mohutnosti VOP bylo dosaženo většího posuvu aerodynamického středu letounu a tím ke zvětšení statické zásoby stability.
- Posunutím ocasních ploch dále od křídel bylo dosaženo snížení ovlivnění proudu vzduchu v oblasti ocasních ploch
- Zvětšení kormidel vedlo ke zvýšení jejich účinnosti, díky čemuž je obratnost letounu srovnatelná i navzdory většímu posuvu aerodynamického středu letounu.

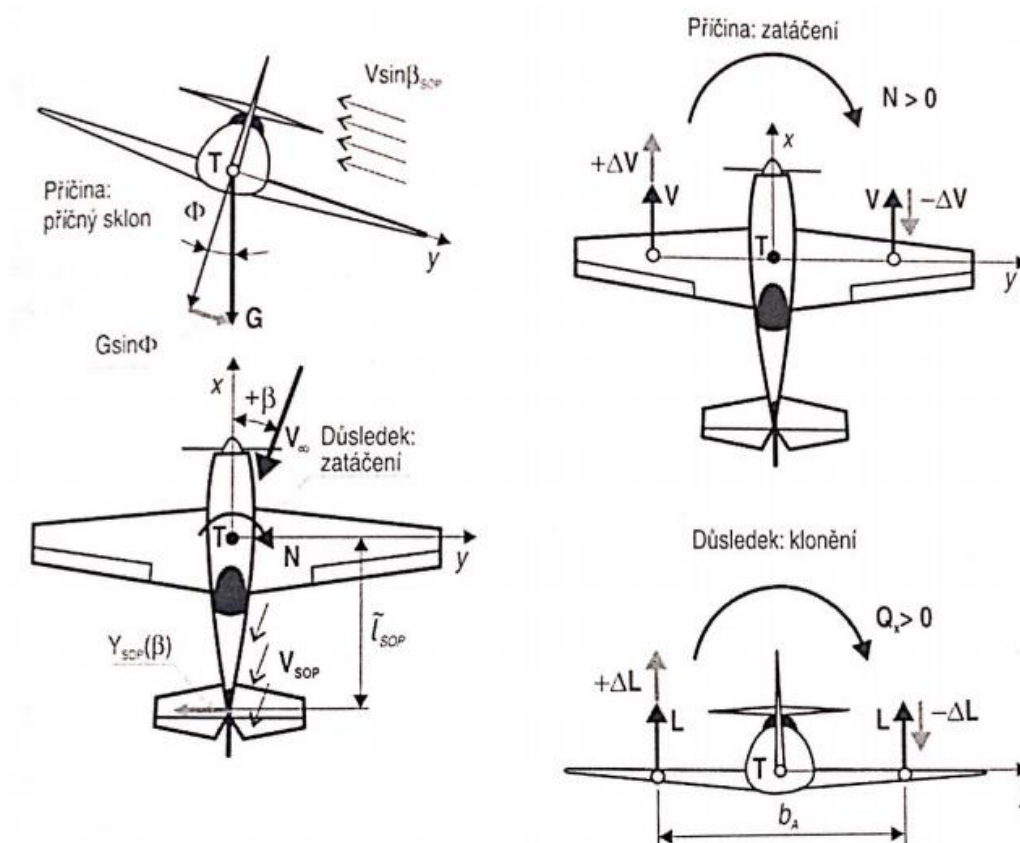
Navrhované parametry ocasních ploch tedy se dají v porovnání s parametry letounu Fabrick 2 označit za vhodnější.

6.4 Kvalitativní rozbor stranové stability

Stranová stabilita se zabývá kloněním a zatačením letounu. Oba tyto pohyby jsou vzájemně propojeny aerodynamickými vazbami. [17]

Při uvedení letounu do příčného sklonu vzniká vlivem sinové složky tíhové síly G posuvný pohyb ve směru osy y . To vede k situaci podobné vybočení a na SOP je generována síla, která má za důsledek zatačení letounu. [17]

Při zatačení letounu vzniká mezi rychlostmi proudů nabíhajících na obě strany křídla rozdíl, který vede k rozdílu velikostí vztlaků. Důsledkem tohoto rozdílu je pak klonění letounu. [17]



Obrázek 6-17: Spojení zatačení a klonění [17]

Tato podkapitola se bude zabývat hlavní nevýhodou uspořádání do V, kterou je vznik nežádoucího *klonivého momentu* při použití ploch jako SOP. Ten je vytvářen také u dalších konfigurací, ne však v takové míře.

Tento moment působí při zatačení proti klonivému momentu křídel, což vede k menší rychlosti klonění. [4] K redukci tohoto efektu jsou používané řídicí mixéry, upravující výchylky křidélek v závislosti na výchylce směrového kormidla.

Výjimkou je uspořádání do převráceného V, kde má vzniklý moment obrácenou orientaci.

6.4.1 Porovnání klonivých momentů

Moment vyvozený silou na SOP konfigurace T lze vyjádřit jako:

$$M_{x_T} = F_{SOP} \cdot Y_{SAT,SOP} \quad [Nm] \quad (6-37)$$

Moment vyvozený silou na uspořádání do V lze vyjádřit jako:

$$M_{x_V} = 2 \cdot F_V \cdot Y_{SAT,OP} \quad [Nm] \quad (6-38)$$

Zároveň se mezi silami dá nalézt vzájemný vztah:

$$F_V = \frac{F_{SOP}}{2 \cdot \sin \gamma} \quad [N] \quad (6-39)$$

$Y_{SAT,OP}, Y_{SAT,SOP}$ jsou **polohy středních aerodynamických tětív** segmentů ocasních ploch v metrech. Obecně záleží na tvaru daných ploch dle uvedeného vzorce, nelze tedy mezi nimi nalézt jednoznačný vztah.

$$Y_{SAT} = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{\frac{b}{2}} c(y) \cdot y \cdot dy \quad [m][5] \quad (6-40)$$

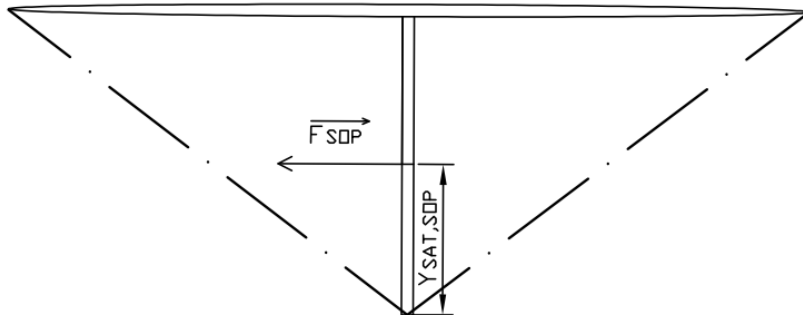
V tomto případě jsou hodnoty poloh rovny:

$$Y_{SAT,SOP} = 0,195 \text{ m}$$

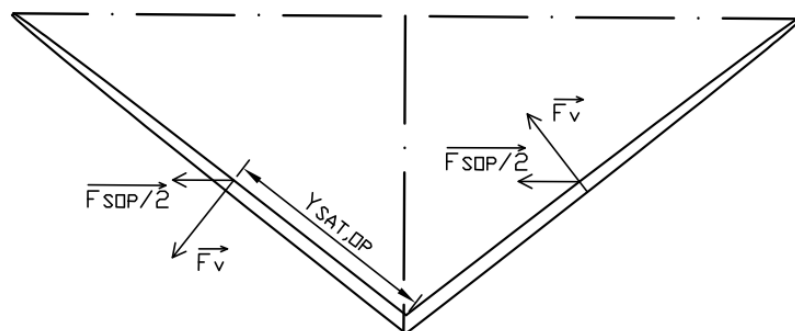
$$Y_{SAT,OP} = 0,279 \text{ m}$$

Klonivý moment vzniklý na V plochách je pak v poměru k momentu na T plochách roven:

$$\frac{M_{x_V}}{M_{x_T}} = \frac{2 \cdot F_V \cdot Y_{SAT,OP}}{F_{SOP} \cdot Y_{SAT,SOP}} = \frac{Y_{SAT,OP}}{Y_{SAT,SOP} \cdot \sin \gamma} = 2,324$$



Obrázek 6-18: Schéma působících sil na T



Obrázek 6-19: Schéma působících sil na V

6.5 Další faktory

Mezi další faktory ovlivňující volbu uspořádání patří:

- Hmotnost konstrukce: v lit. [14] je výhoda nízké hmotnosti jedním z hlavních důvodů použití uspořádání do V u leteckých modelů. Ve srovnání s konvenčním uspořádáním je tedy obecně lehčí, zatímco uspořádání do T je obecně těžší.
- Jednoduchost konstrukce a výroby: v porovnání s uspořádáním do T je konstrukce a také výroba uspořádání do V značně jednodušší.
- Odolnost proti poškození: dle lit. [14] je při přistání na nerovné plochy nejvhodnější volbou uspořádání do V.
- Uspořádání do V je více zatěžováno při běžném letu kvůli vzniku vodorovných složek sil, které se vzájemně vyruší.

6.6 Shrnutí

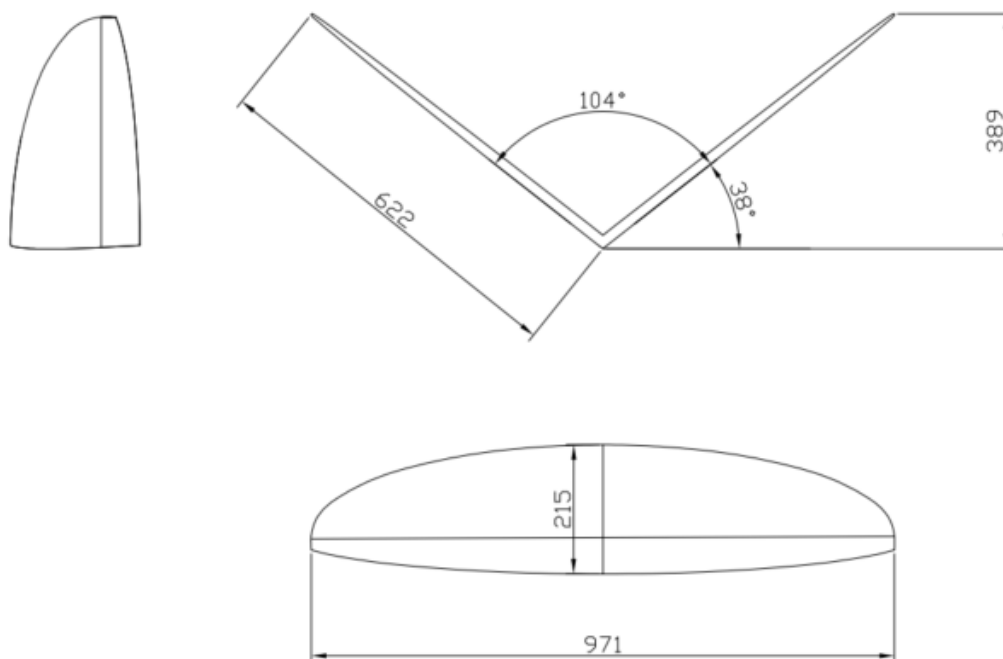
K celkovému porovnání konfigurací byla vytvořena tato tabulka:

	V	T
Odpor	1	2
Podélná stabilita	2	1
Podélná řiditelnost	1	2
Stranová stabilita a řiditelnost	2	1
Hmotnost	1	2
Jednoduchost konstrukce	1	2
Jednoduchost výroby	1	2
Odolnost proti poškození	1	2

Tabulka 6-4: Porovnání konfigurací

Toto porovnání vedlo k volbě konfigurace do V. Při jeho použití bude důležité vykompenzovat jeho hlavní nevýhodu spojenou s parazitickým klonivým momentem, čehož bude dosaženo užitím řídicího mixéru a zkušenostmi pilota s danou konfigurací.

Celkový vzhled navržených ocasních ploch ilustruje obrázek 6-20.



Obrázek 6-20: Tvar navržených ploch

7 Výpočet zatížení

V této kapitole bude nejprve popsána letová obálka. Z informací získaných z letové obálky budou následně vypočítány **vyvažovací síly na VOP** a následně budou rozebrány zatížení při **manévru a poryvu**. Vybraná maxima zatížení pak budou použita k vypočítání **posouvajících sil, ohybových momentů a kroutících momentů** působících jak na ocasní plochy, tak na trup.

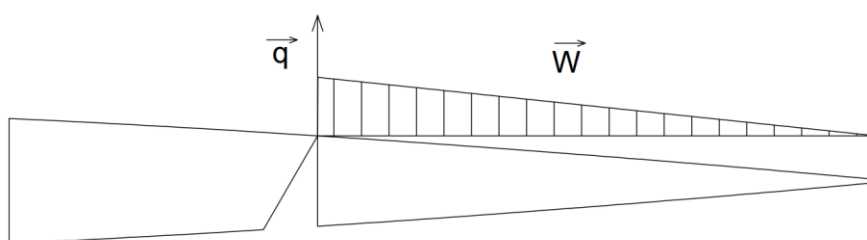
Metody použité v této kapitole vycházejí z několika leteckých předpisů [26,27,28].

Při výpočtu zatížení budou uplatněny následující předpoklady:

- Vzhledem k eliptickému tvaru ploch bude předpokládáno **rovnoměrné rozložení C_L** , což povede k zavedení plošného zatížení ocasních ploch ve tvaru:

$$W = \frac{|F|}{S_V} \quad [\text{MPa}] \quad [27] \quad (7-1)$$

- Při výpočtu zatížení na letoun řízený člověkem se pro různé rychlosti letu počítá s různými **maximálními výchylkami kormidel** s ohledem na omezení daná velikostmi řídicích sil. Toto omezení pro tento letoun neplatí, proto bude při všech rychlostech předpokládána maximální výchylka kormidel.
- **Síly vyvozené hmotností** ocasních ploch budou vzhledem k nízké hodnotě v porovnání s aerodynamickými silami zanedbány.
- Při určování **kroutících momentů** hrají roli reakční síly od závěsů. Na modelu letounu však bude kormidlo uchyceno na stabilizátor po celé svojí délce. Dá se tedy předpokládat, že přenos sil bude mít charakter dle obrázku 7-1.



Obrázek 7-1: Charakter přenosu zatížení z kormidla na stabilizátor

7.1 Letová obálka

Letová obálka znázorňuje rozsah povolených násobků a rychlostí letounu [29]. Skládá se ze tří typů obálek:

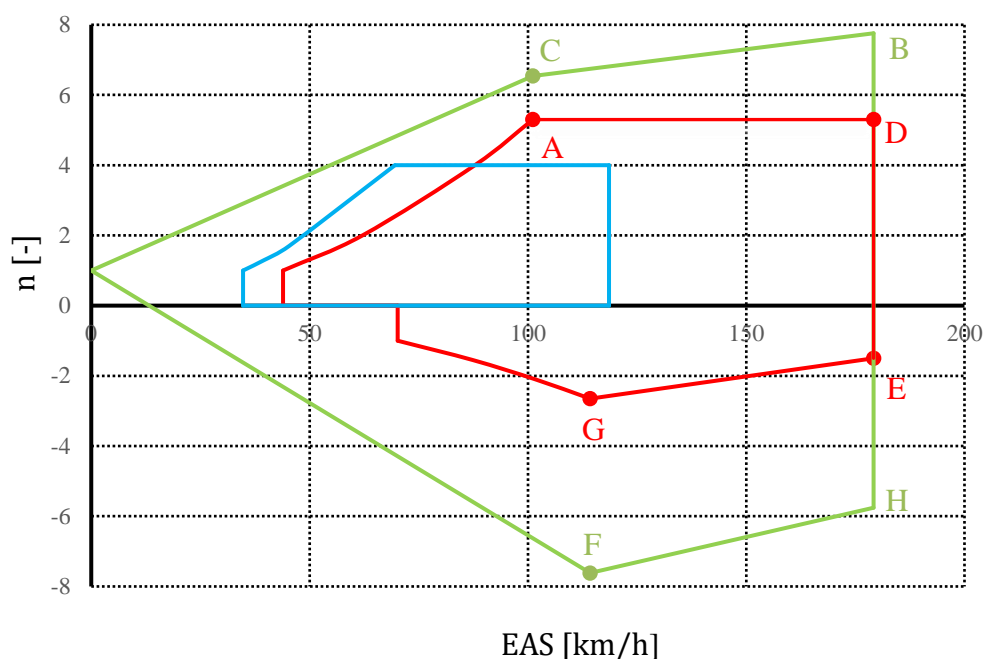
- Obratová obálka
- Poryvová obálka
- Klapková obálka

Určení letové obálky letounu je podrobně rozebráno v lit. [2], která se zabývá koncepčním návrhem.

Pro účely této práce jsou důležité určené rychlosti a násobky v bodech:

Bod	Rychlost [km/h]	Rychlost [m/s]	Násobek
A	101,13	28,1	5,3
D	179,178	49,8	5,3
E	179,178	49,8	-1,5
G	114,25	31,7	-2,65
B	179,178	49,8	7,8
C	101,13	28,1	6,5
H	179,178	49,8	-5,8
F	114,25	31,7	-7,6

Tabulka 7-1: Body letové obálky



— Obratová obálka — Poryvová obálka — Klapková obálka

Obrázek 7-2: Letová obálka zatížení [2]

7.2 Vyvažovací síly

Pro zmíněné body letové obálky byly vypočítány síly na VOP potřebné k udržení letounu v rovnovážném režimu.

$$F_{VOP} = \frac{n \cdot m \cdot g \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_A) \cdot c_{SAT} + \frac{1}{2} \cdot c_{m0} \cdot c_{SAT} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2}{l_{VOP0,25}} \quad [\text{N}] \quad (7-2)$$

Jelikož se však jedná o konfiguraci do V, je tato vypočítaná síla pouze složkou síly celkové. Pro **celkovou sílu** tedy platí:

$$F_{OP_i} = \frac{F_{VOP_i}}{\cos(\gamma)} \quad [\text{N}] \quad (7-3)$$

Bod	Rychlost [km/h]	Rychlost [m/s]	Násobek	F_{OP} [N]	$F_{OP_{MAX}}$ [N]
A	101,13	28,1	5,3	-3,715	-53,222
D	179,178	49,8	5,3	-36,092	
E	179,178	49,8	-1,5	-53,222	
G	114,25	31,7	-2,65	-25,027	

Tabulka 7-2: Výpočet vyvažovacích sil

7.3 Zatížení při manévru

Zatížení při manévru odpovídá silám na ocasních plochách při náhlém vychýlení kormidla. Na tuto výchylku bývají dána omezení kvůli velikostem sil na řízení – pilot není schopen vychýlit kormidla víc. Vzhledem k tomu, že navrhovaný model letounu je řízen pomocí motorových serv, bude připuštěna maximální výchylka při všech rychlostech.

Přírůstek derivace součinitele vztlaku na ocasních plochách lze pak pomocí účinnosti kormidla vyjádřit jako:

$$C_{L,OP\delta} = a_{OP} \cdot \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right) \cdot k_{VOP} \quad [17] (7-4)$$

A celková síla na ocasních plochách je dána vzorcem:

$$F_{OP,\delta} = F_{OP} + \frac{1}{2} \cdot C_{L,OP\delta} \cdot \delta \cdot \rho \cdot S_v \cdot v^2 \quad [N] (7-5)$$

Bod	Rychlost [km/h]	Rychlost [m/s]	Násobek	F_{OP} [N]	δ [°]	$F_{OP,\delta}$ [N]
A	101,13	28,1	1	-13,16	30	-191,83
			5,3	-3,77	-30	-208,75
D	179,178	49,8	1	-45,97	30	458,19
			5,3	-36,56	-30	-540,74
E	179,178	49,8	-1,5	-51,43	30	540,74
			1	-45,97	-30	-550,13
G	114,25	31,7	-2,65	-25,36	30	179,62
			1	-17,39	-30	-222,37

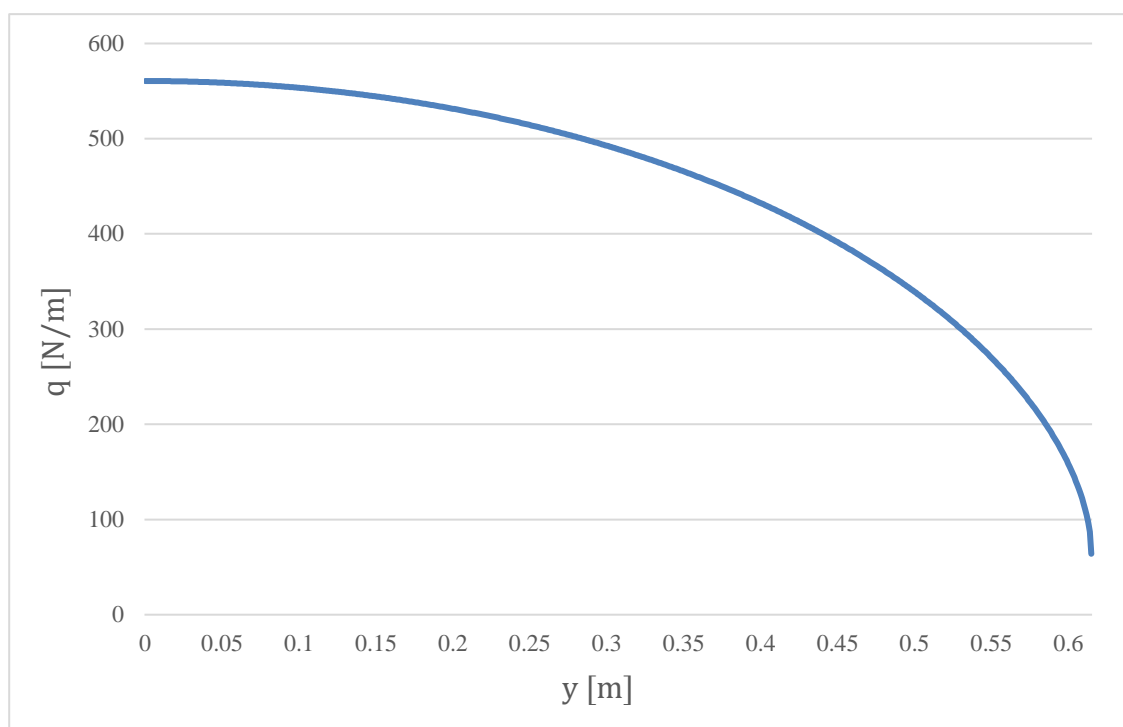
Tabulka 7-3: Zatížení při manévru

Je-li brán v potaz předpoklad rovnoměrného rozložení součinitele vztlaku po polorozpětí, určíme **plošné zatížení** dle rovnice 7-1, pak:

$$W^= = \frac{|F_{OP,\delta_{max}}|}{S_V} = \frac{|-550,13|}{0,211} = 2607,26 \text{ Pa}$$

A pro **liniové zatížení** na ocasních plochách platí:

$$q(y) = W^= \cdot c(y) \quad [\text{N/m}] \quad (7-6)$$

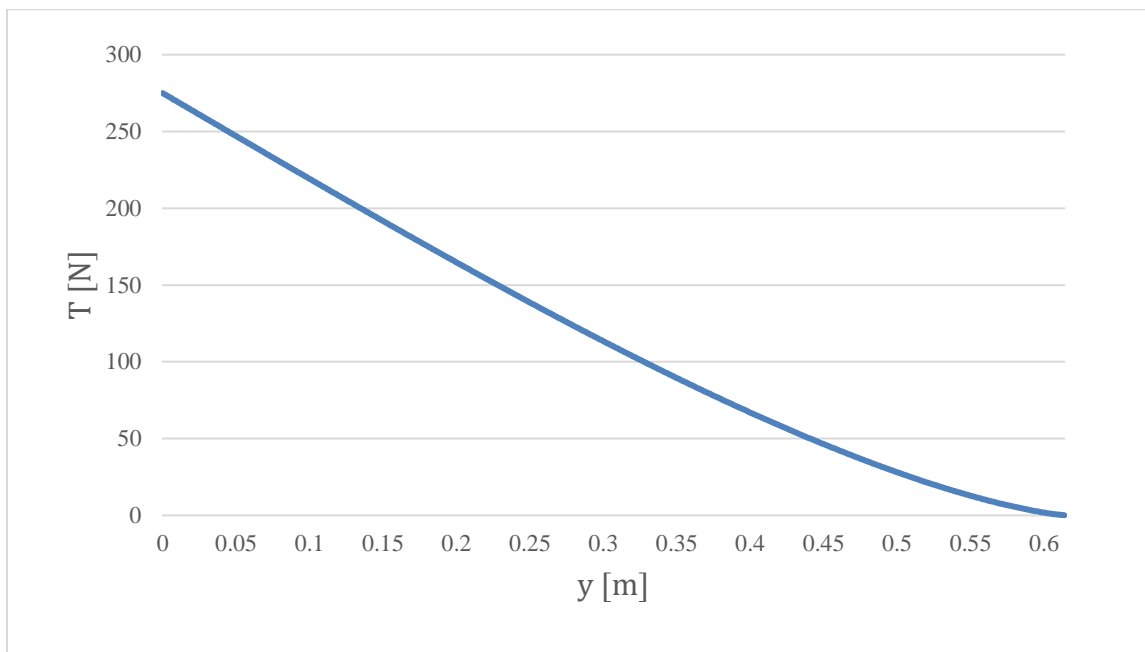


Obrázek 7-3: Průběh liniového zatížení po polorozpětí

7.3.1 Posouvající síla

Posouvající sílu určíme integrací liniových sil po polorozpětí:

$$T = \int_0^{\frac{b_{OP}}{2}} q(y) \cdot dy \quad [\text{N}] \quad (7-7)$$

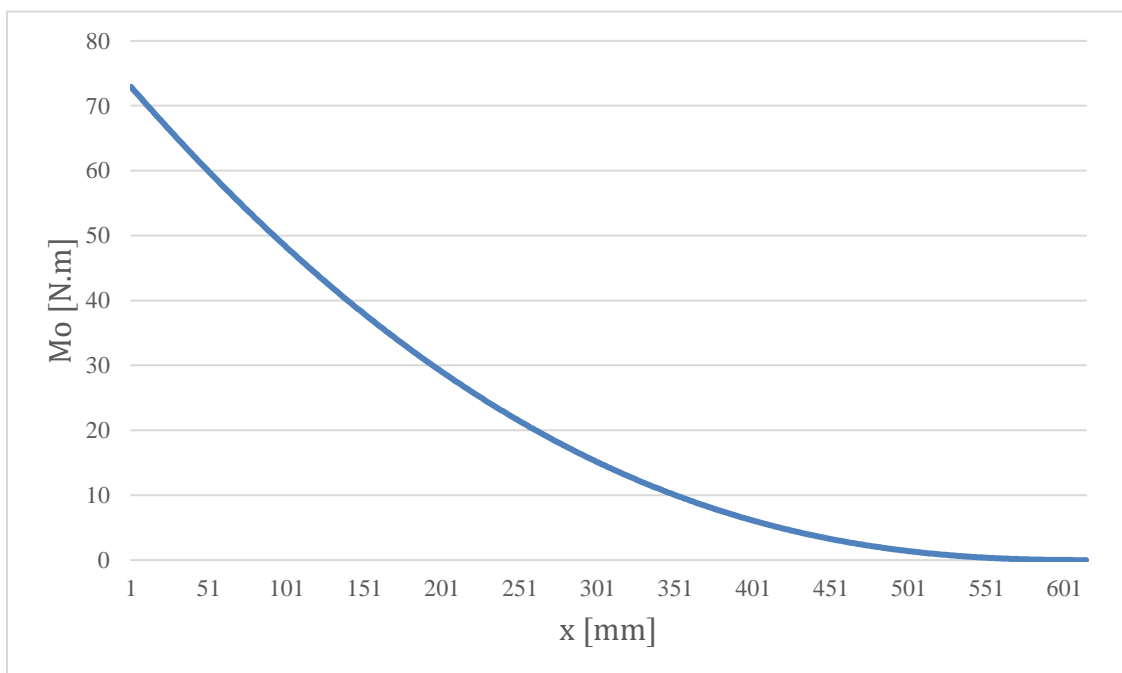


Obrázek 7-4: Průběh posouvající síly po polorozpětí

7.3.2 Ohybový moment

Ohybový moment lze pak pomocí Schwedlerovy věty určit vzorcem:

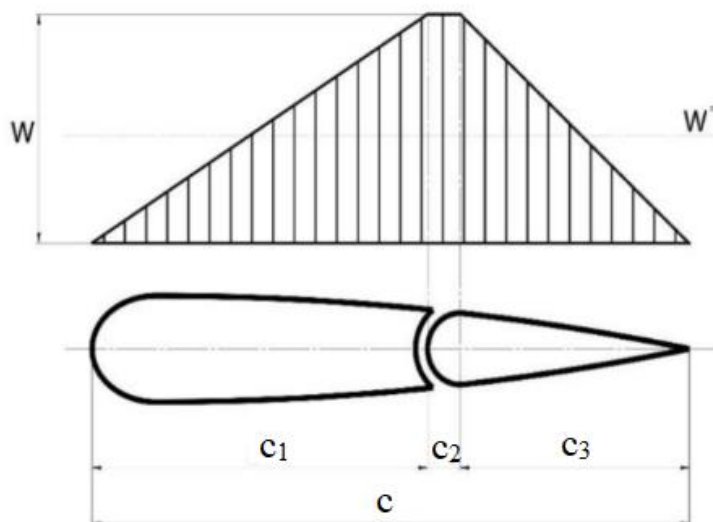
$$M_o = \int_0^{\frac{b_{OP}}{2}} T(y) \cdot dy \quad [\text{Nm}] \quad (7-8)$$



Obrázek 7-5: Průběh ohybového momentu po polorozpětí

7.3.3 Krouťicí moment

Při výpočtu krouťicího momentu bylo předpokládáno rozložené zatížení po hloubce profilu dané předpisem UL-2 [27].



Obrázek 7-6: Rozložení zatížení po hloubce při menévru [27]

Příčemž rozměr c_2 je vzhledem k charakteru kormidla vždy roven 0.

Dále pak byl určen referenční bod. Tím byl zvolen plánovaný rovný *nosník* začínající v nejtlustším místě kořenového profilu.

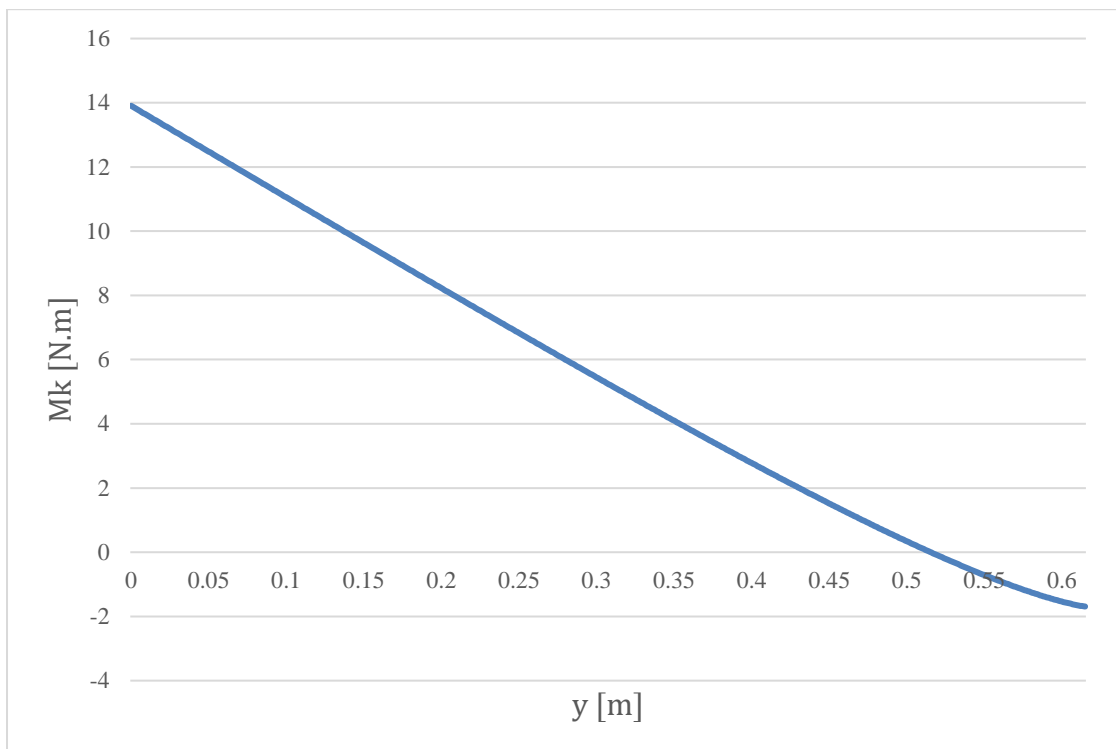
$$x_{nosník} = 0,3 \cdot c_{0,OP} = 0,3 \cdot 0,215 = 0,0645m$$

Síly přenášené od kormidla pak dle zavedeného předpokladu mají působiště v naznačeném spoji a jejich poloha je vždy konstantní.

$$x_{F_k} = 0,1505m$$

Krouťicí moment pak dostaneme integrací:

$$M_k = \int_0^{\frac{b_{OP}}{2}} W \cdot \left[c_1(y) \cdot \left(x_{F_k} - \frac{1}{3} c_1(y) - x_{nosník} \right) + c_2(y) \cdot (x_{F_k} - x_{nosník}) \right] \cdot dy \quad [Nm] \quad (7-9)$$



Obrázek 7-7: Průběh kroutícího momentu

7.4 Zatížení od poryvu

Zatížení od poryvu bylo určeno ze vzorce daného předpisem UL-2 [27] upraveného pro použití pro plochy do V.

$$P_{VOP,P} = P_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \frac{S_V}{2} \cdot a_{OP} \cdot V \cdot U \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \cdot \sin(\alpha + \beta) \quad [\text{N}] \quad (7-10)$$

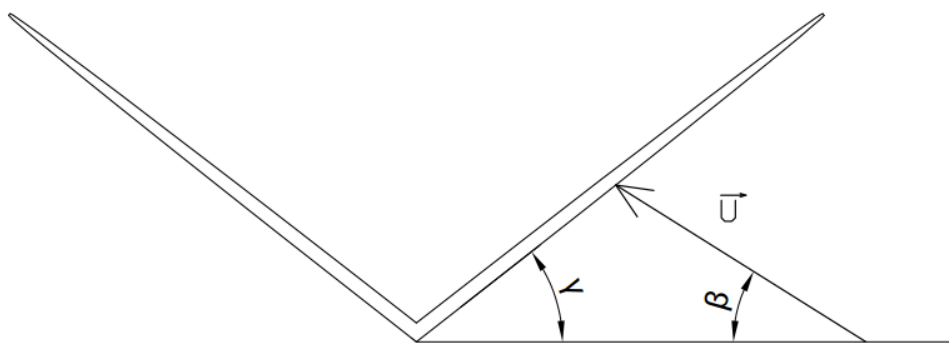
$$P_{VOP,L} = P_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \frac{S_V}{2} \cdot a_{OP} \cdot V \cdot U \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \cdot \sin(\alpha - \beta) \quad [\text{N}] \quad (7-11)$$

Kde:

P_0 je vyvažovací síla v daném bodě obálky

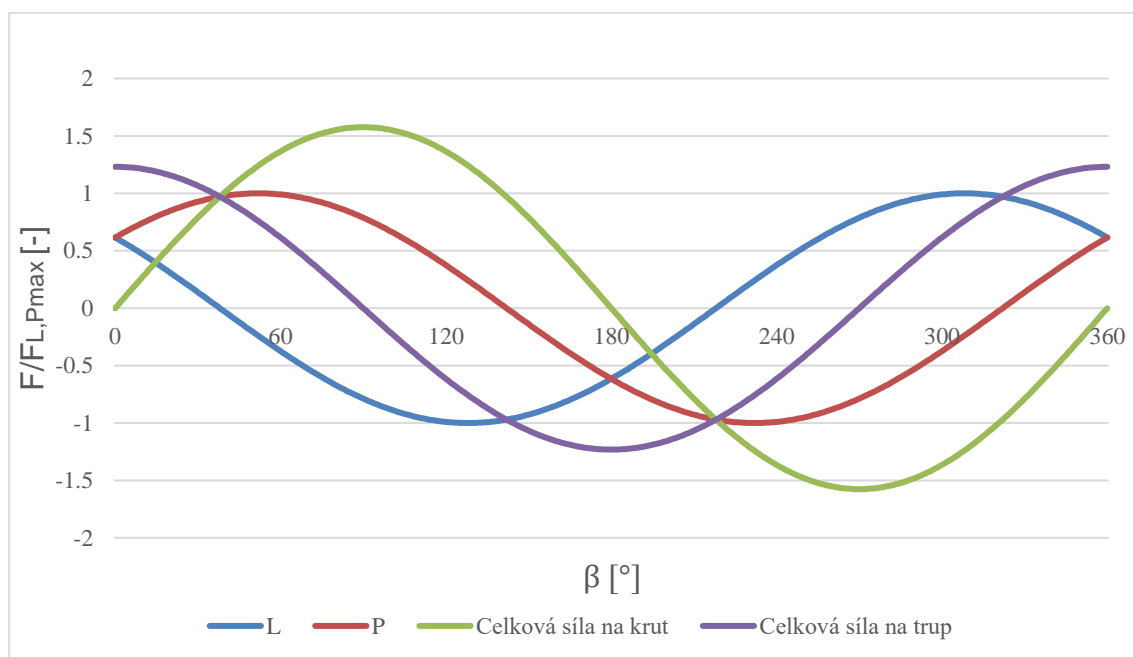
U je rychlost poryvu v m/s

Úhly γ a β jsou naznačeny na obrázku 7-8. Ten zobrazuje případ poryvu ofukující ocasní plochy pod úhlem β k horizontální rovině.



Obrázek 7-8: Úhel poryvu

Prvotním zanedbáním vyvažovacích sil P_0 byla sestrojena závislost přírůstků sil vlivem poryvu na oba segmenty ocasních ploch, sil působících na trup na ohyb a přírůstků sil generujících krut na trup. Na obrázku 7-9 jsou pro přehlednost tyto hodnoty uvažovány poměrně k maximu přírůstku síly na jeden segment.



Obrázek 7-9: Změny sil se změnou úhlu poryvu β

Ze sestrojené závislosti byly vyvozeny následující závěry:

- Maxima součtu těchto sil se vyskytují při poryvech svislých.
- Maxima přírůstku sil přispívajících ke krutu trupu letounu se vyskytují při poryvech horizontálních.
- Maxima sil na jednotlivých segmentech ocasních ploch se vyskytují při úhlech β takových, kdy poryv ofukuje daný segment pod pravým úhlem.

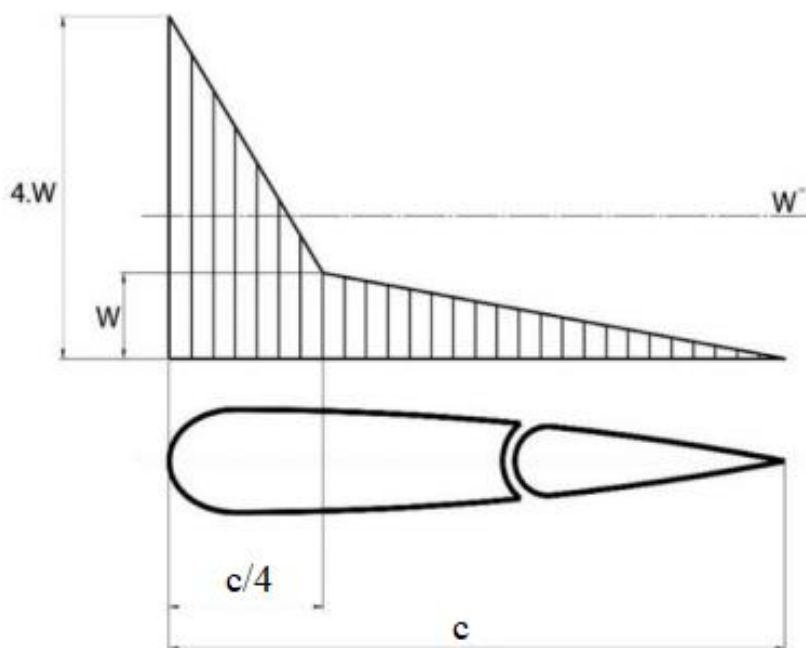
Následně byly vypočítány jednotlivá maxima zatěžovací síly na jednu plochu v bodech poryvové obálky a určeno jejich maximum pro další výpočty. Jelikož toto maximum je menší než maximum vyvozené při manévru a rozložení po polorozpětí je stejného charakteru, byl dále zkoumán pouze kroutící moment.

Rychlost poryvu [m/s]	Bod obálky	Rychlost [km/h]	Rychlost [m/s]	Násobek [-]	P_0 [N]	P_{poryv} [N]	P_{VOP} [N]	P_{VOPmax} [N]
15	F	114.25	31,7	1	-8,67	98,10	89,42	-106,77
-15						-98,10	-106,77	
15	C	101.13	28,1	1	-6,58	86,96	80,37	
-15						-86,96	-93,54	
7.5	H	179	49,8	1	-23,01	77,05	54,04	
-7.5						-77,05	-100,06	
7.5	B	179	49,8	1	-23,01	77,05	54,04	
-7.5						-77,05	-100,06	

Tabulka 7-4: Zatížení od poryvu

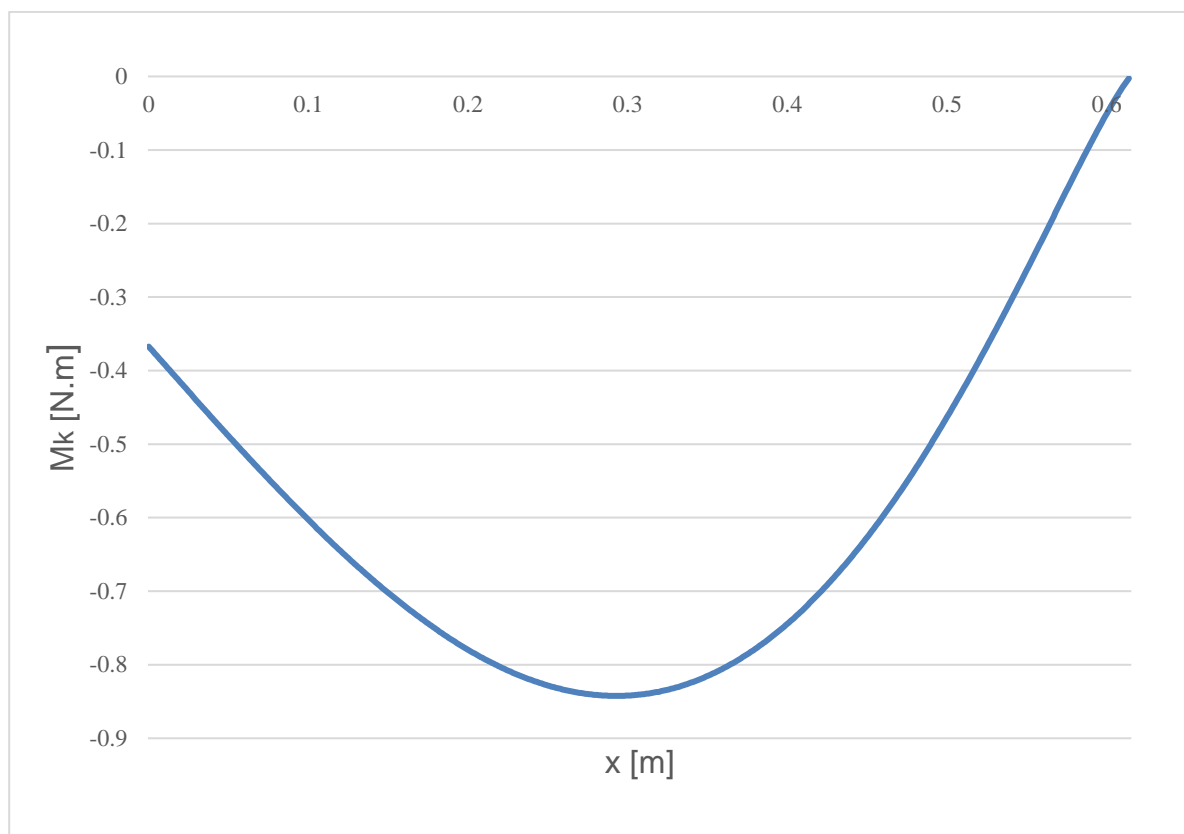
7.4.1 Kroutící moment

Při určení průběhu kroutícího momentu byly základem předpoklady stanovené v podkapitole 7.3.3. V případě poryvu je však rozložení zatížení po hloubce profilu dané dle lit. [27] rozdílné.



Obrázek 7-10: Rozložení zatížení po hloubce při poryvu [27]

Kroutící moment pak dostaneme integrací příspěvků jednotlivých průřezů po polorozpětí. Průběh kroutícího momentu je na obr. 7-11.



Obrázek 7-11: Průběh kroutícího momentu po polorozpětí při poryvu

7.5 Zatížení na trup

Jelikož síly při manévru jsou větší než při poryvu, byly pro výpočet zatížení trupu použity jejich maxima.

Maximální síla na trup odpovídá hodnotě maximálního zatížení ocasních ploch při manévru, tedy v bodě E obálky při použití kormidel jako výškových.

$$F_{max} = -550,13 \text{ N}$$

Maximální zatížení na krut trupu nastává při použití kormidel jako směrových v bodě D obálky.

$$M_{k_{max}} = (F_L - F_P) \cdot Y_{SAT,OP} \quad [\text{Nm}] \quad (7-12)$$

$$M_{k_{max}} = (275,06 + 226,36) \cdot 0,279 = 139,89 \text{ Nm}$$

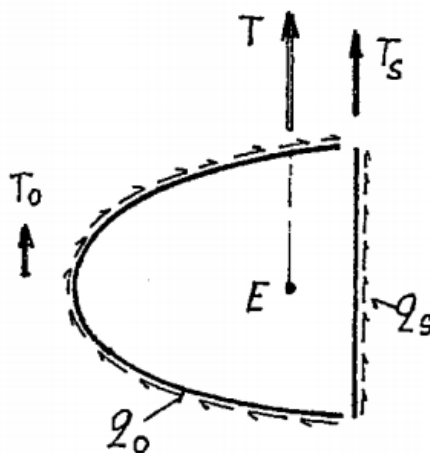
8 Konstrukční návrh

Základními konstrukční prvky používaných v leteckých konstrukcích jsou dle lit. [18]:

- Pásnice
- Stojiny
- Torzní skříň

Při návrhu konstrukce byl zaveden často používaný předpoklad o přenosu zatížení jednotlivými částmi konstrukce.

Pásnice přenášejí zásadně ohybový moment a na jejich průřez působí primárně tahové/tlakové napětí. **Stojiny** přenášejí primárně posouvající sílu, na jejich průřez působí tedy smykové napětí. Spolu s potahem a jeho výztuhami tvoří **torzní skříň**, která přenáší krouticí moment. [18] Potah se také podílí na přenosu posouvající síly, což však bude při výpočtech zanedbáno. Stojiny tedy budou dimenzovány na větší zatížení než reálně přenášejí.



Obrázek 8-1: Torzní skříň [18]

8.1 Návrh vnitřní konstrukce a spojení s trupem

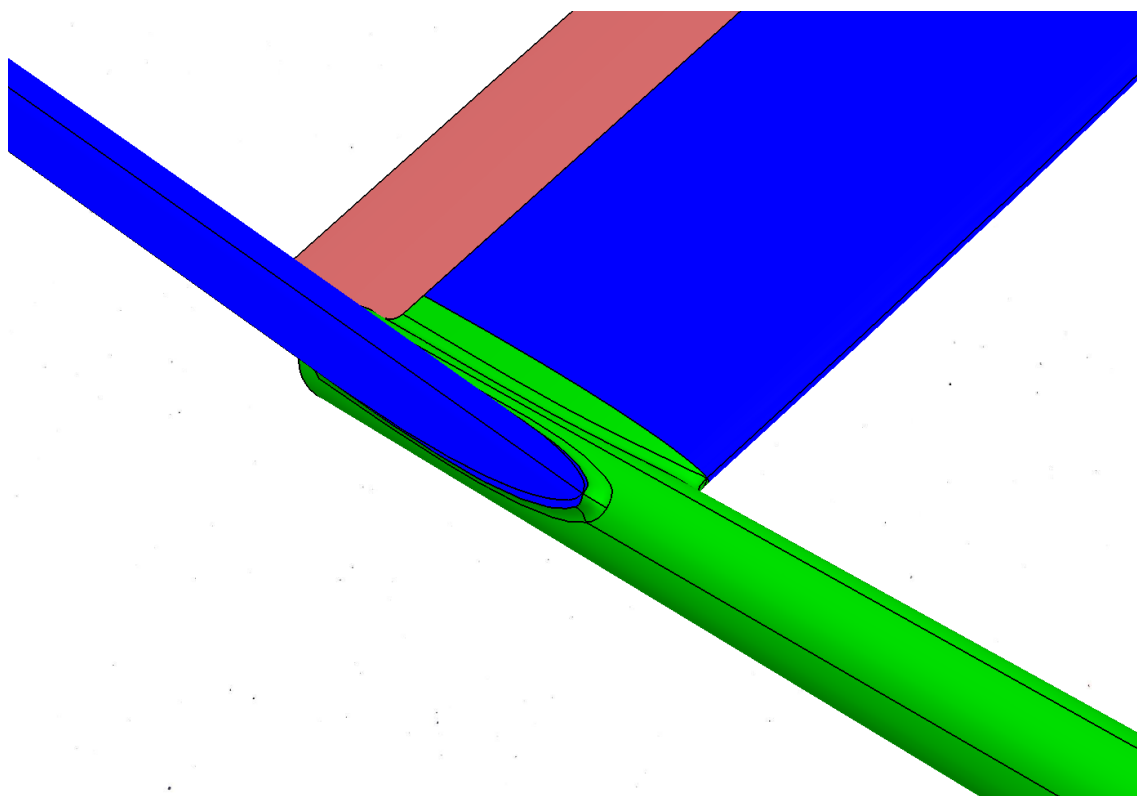
Obrázky 8-4 až 8-6 zobrazují navrhované uspořádání konstrukčních prvků.

Hlavním nosným prvkem je **nosník**, umístěný v místě největší tloušťky kořenového profilu. **Pásnice** se budou nacházet pouze v hlavním (kótovaném) nosníku. **Nosníky na pomezí stabilizátoru a kormidla** slouží hlavně k podpoře stability potahu v oblasti spoje těchto dvou částí. Tento spoj je realizován samolepící fólií, běžně používanou v modelářství. **Stojiny** naznačených nosníku budou vyrobeny z balsy s tangenciální orientací let. Pásnice budou vyrobeny z uhlíkového rovingu vyztuženém epoxidovou matricí.

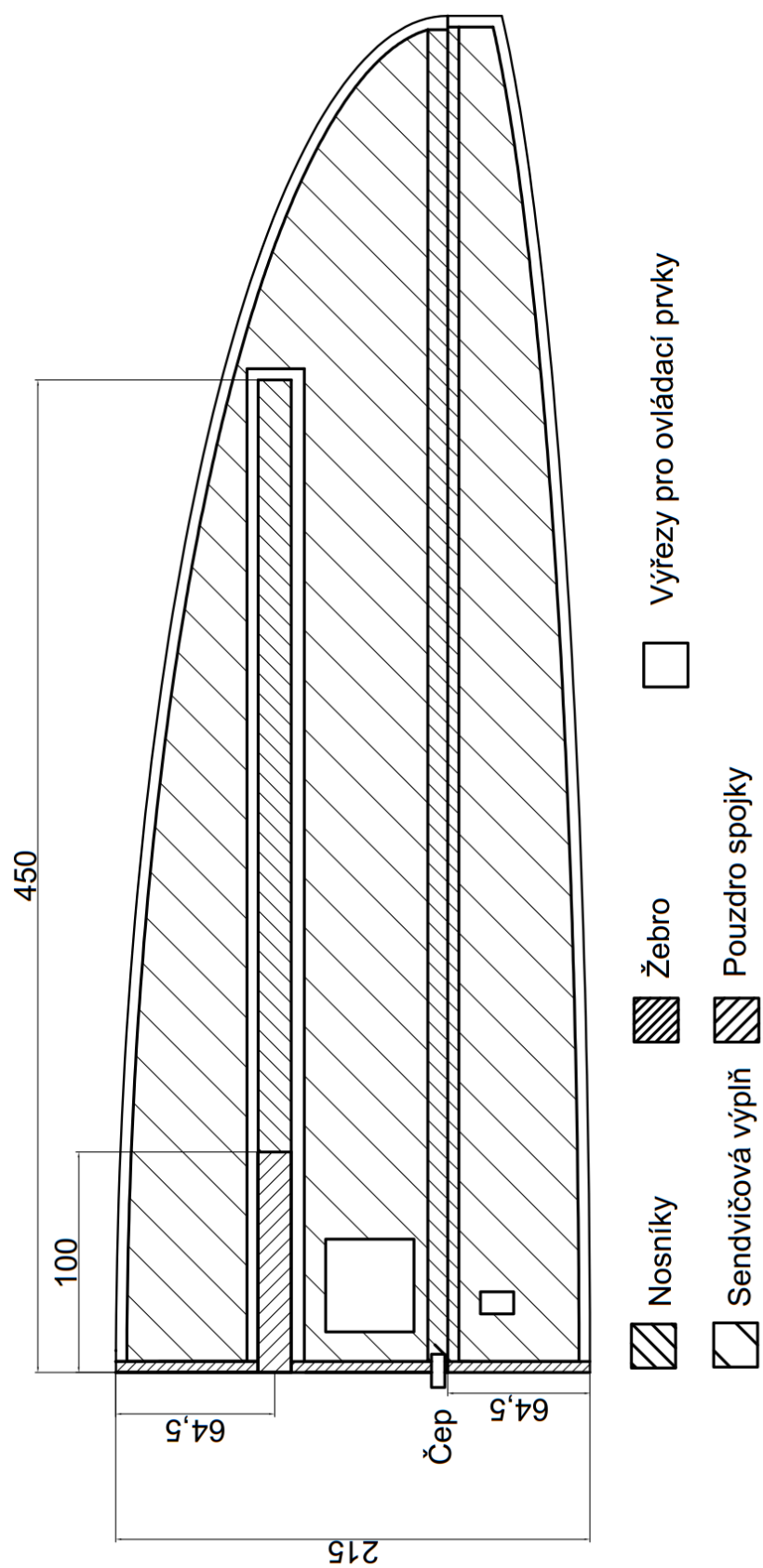
Přenos krutu bude zajišťovat **sendvičová konstrukce** tvořená dvěma vrstvami uhlíkové tkaniny o nízké gramáži a jádra ve formě Airex pěny. Hlavním účelem této pěny v sendvičové konstrukci je zařídit **stabilitu a tuhost potahu**. Okraje jádra budou zkoseny pro zajištění hladkého přechodu vnitřní vrstvy tkaniny na vnější a odsazeny od okrajů forem a hlavního nosníku z důvodů vysokých křivostí ploch a přechodů. V místech upevnění **ovládacích prvků řízení letounu**, např. serva, budou výřezy v jádře sendvičové konstrukce a na vnitřní straně potahu vlepeny podložky z letecké překližky pro upevnění příslušnými šrouby.

Žebra v kořeni, vyrobená ze sendvičového laminátu podobného složení jako sendvič v potahu slouží ke zpevnění konstrukce stabilizátoru i kormidla a zároveň jako kontaktní plocha spoje s trupem.

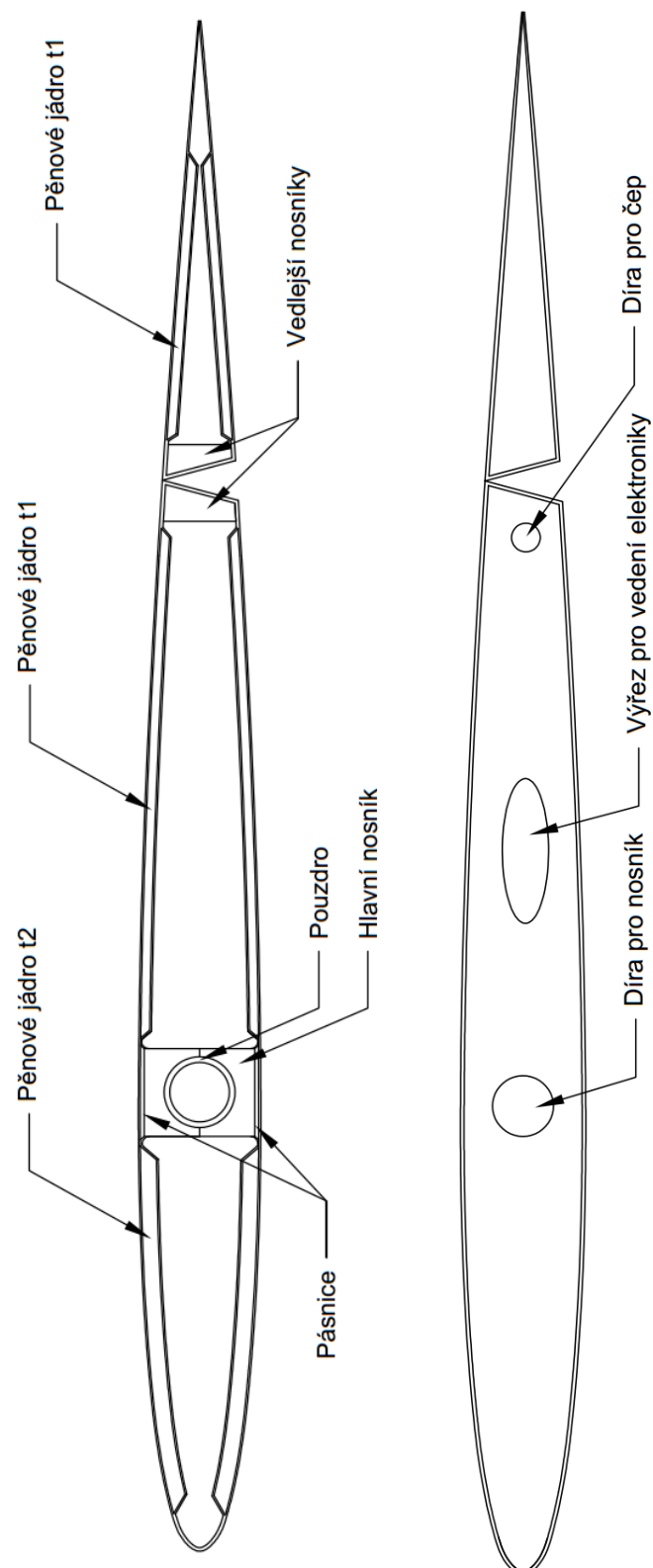
Spojení ploch s trupem bude realizováno pomocí uhlíkového nosníku kruhového průřezu. V hlavním nosníku bude zasazeno 3D-tištěné **pouzdro** kopírující tvar uhlíkového nosníku. V trupu pak bude laminátové pouzdro ve tvaru V. Kroutící moment bude pak přenášet naznačený **čep** z lehkého kovového materiálu. Pro zajištění vzájemné polohy obou částí bude použita samolepící fólie.



Obrázek 8-2: Přechod z trupu na ocasní plochy v programu Catia



Obrázek 8-3: Návrh vnitřní konstrukce



Obrázek 8-4: Řez v oblasti nosníku spojky
 Obrázek 8-5: Pohled na kořenový profil

8.2 Pevnostní výpočet nosných prvků

V této podkapitole budou nejprve určeny **potřebné rozměry pásnic a spojovacího nosníku**. Následně bude provedena **kontrola balsového nosníku**. Konstrukce bude navrhována se **součinitelem bezpečnosti** alespoň $k_{\min}=1,5$. Bude tedy zaveden vztah mezi maximálním zátěžovým a dovoleným napětím:

$$\sigma_{zátěžové_{max}} = \frac{\sigma_{dovolené}}{k} \quad [\text{MPa}] \quad (8-1)$$

A dále bude vypočítán tzv. **součinitel rezervy**, který vyjadřuje vztah mezi únosností konstrukce a početním zatížením:

$$RF = \frac{F_u}{F_{početní}} \geq 1 \quad [30] \quad (8-2)$$

Mezi početním a určeným provozním zatížením platí vztah:

$$F_{početní} = k_{\min} \cdot F_{provozní} \quad [\text{N}] \quad (8-3)$$

Dá se tedy říct, že mezi vypočítanou bezpečností a součinitelem rezervy je vztah:

$$RF = \frac{k}{k_{\min}} \quad (8-4)$$

8.2.1 Návrh pásnic

Pásnice budou vyrobeny z *uhlíkového rovingu vyztuženého epoxidovou pryskyřicí*. Předpokládán je při tom objemový podíl vláken $V_f=0,35$ a objemový podíl pryskyřice $V_r=0,65$.

Vlastnosti kompozitových pásnic udává následující tabulka.

Dovolené napětí v tahu	1000	[MPa]
Dovolené napětí v tlaku	600	[MPa]
Průřez jedné vrstvy S_0	2,597	[mm ²]
Tloušťka jedné vrstvy t_p	0,15	[mm]

Tabulka 8-1: Vlastnosti kompozitových pásnic

Při výpočtu musí být brány v potaz **orientace působících sil**. Jak dolní, tak horní vrstva pásnic jsou při různých orientacích namáhány **tahově nebo tlakově**. Typ zatížení v závislosti na orientaci sil a hodnoty ohybových momentů uvádí tabulka 8-2.

Posouvající síla [N]	Dolní vrstva	Horní vrstva	Ohybový moment v kořeni [Nm]
229,10	Tah	Tlak	60,73
-275,06	Tlak	Tah	-72,91

Tabulka 8-2: Maxima zatížení na pásnice

Průběh ohybového momentu je znám z výpočtu zatížení. Mezi momentem a tlakovou, resp. tahovou silou působící na průřez pásnic platí:

$$M_o = \frac{F}{h_e} \quad [\text{Nm}] \quad (8-5)$$

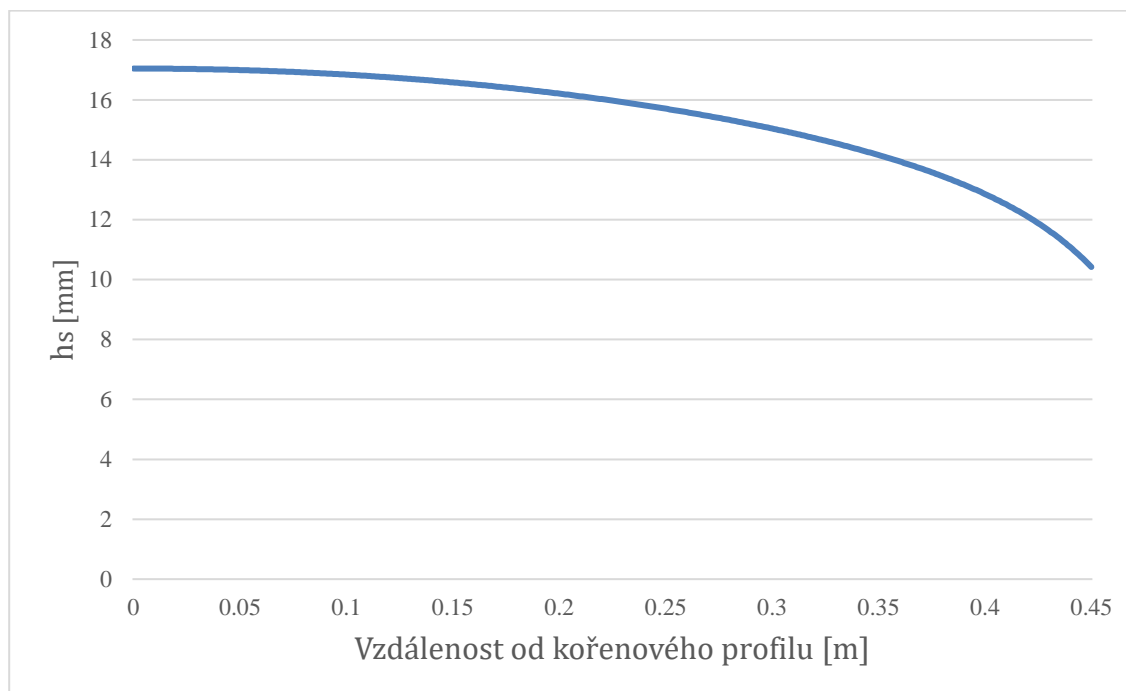
Kde

h_e je efektivní výška v daném místě nosníku

Ta se liší od stavební výšky dle vztahu:

$$h_e = h_s - 2 \cdot 0,5 \cdot t_p \quad [\text{m}] \quad (8-6)$$

Závislost stavební výšky na vzdálenosti od kořenového profilu byla určena ze znalosti tloušťky profilu v procentech jeho hloubky, hloubky profilu v dané vzdálenosti a polohy nosníku. Tato závislost je graficky znázorněna na obrázku 8-6.



Obrázek 8-6: Stavební výška po délce nosníku

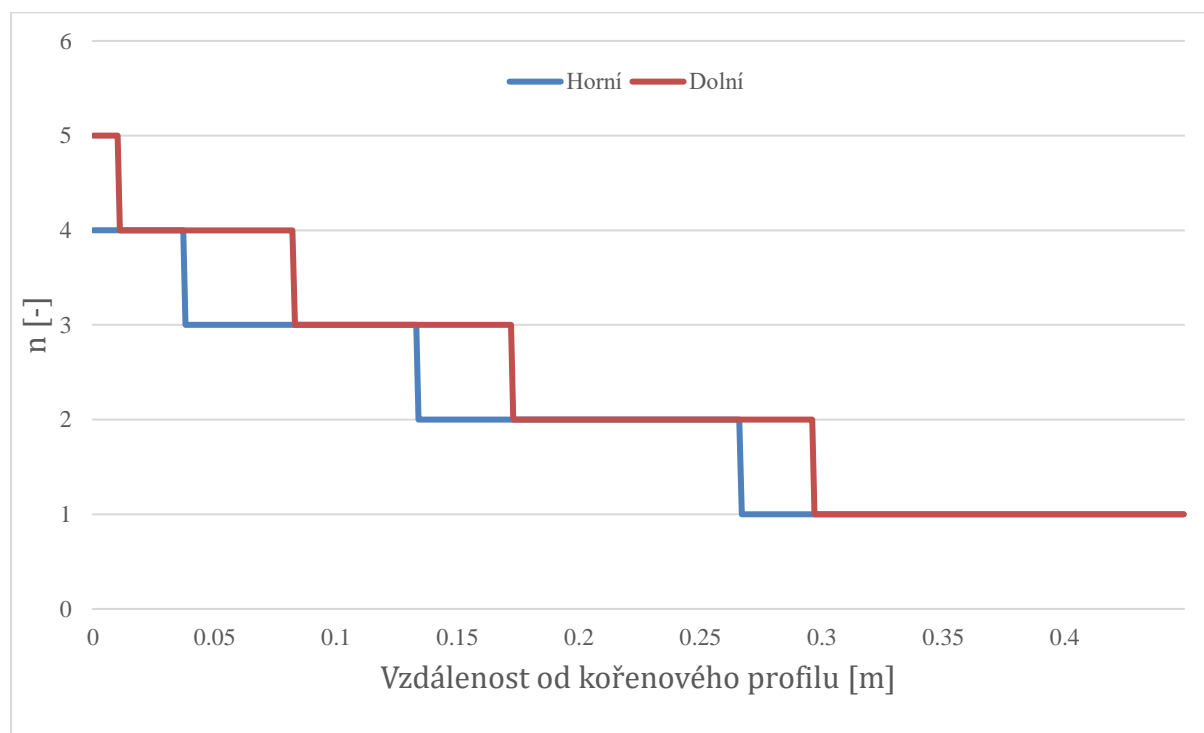
Zároveň platí, že **napětí** v daném průřezu je dáno vzorcem:

$$\sigma_{zátěžové_{max}} = \frac{F}{S_p} \quad [\text{MPa}] \quad (8-7)$$

Kombinací těchto vzorců byl určen **minimální průřez pásnic** v konstrukci. Podělením potřebného průřezu průřezem jedné vrstvy kompozitu dostaneme **potřebný počet rovingových pásnic**. Po vyjádření:

$$n_p = \frac{S_p}{S_0} = \frac{k \cdot M_o \cdot h_e}{\sigma_{dovolené} \cdot S_0} \quad (8-8)$$

Po rozboru výsledných hodnot bylo zjištěno, že kritickým zatížením dolní i horní vrstvy je **zatížení na tlak**. Jelikož je možné umístit do konstrukce pouze celočíselný počet těchto pásnic, výsledné hodnoty byly zaokrouhleny nahoru. Výsledný počet pásnic podle vzdálenosti od kořenového profilu je na obrázku 8-7.



Obrázek 8-7: Potřebný počet pásnic

8.2.2 Návrh spojovacího nosníku

Pro nosník spojující segment ocasní plochy s trupem bude použita **dutá uhlíková tyč kruhového průřezu**. Cílem této podkapitoly bude ověřit vhodnost volby rozměrů pomocí vypočítaného zatížení a materiálových charakteristik daných následující tabulkou.

Průměr tyče d	12	[mm]
Tloušťka stěny t_n	2	[mm]
Ohybový moment	-72,91	[Nm]
Posouvající síla	-275,06	[N]
Dovolené napětí ve střihu	55	[MPa]
Dovolené napětí v ohybu	950	[MPa]

Tabulka 8-3: Parametry spojovacího nosníku

Průměr tyče je limitován **využitelnou stavební výškou** na konci spojovacího nosníku, tedy ve vzdálenosti 100mm od kořenového profilu. Ta byla určena dle vzorce:

$$d_{max} = h_{s_{x=100}} - 2 \cdot t_p = 16,55 \text{ mm} \quad (8-9)$$

Navrhovaný nosník tento rozměrový požadavek splňuje.

Kontrola na střih:

Smykové napětí vyvolané posouvající silou je dáno vzorcem:

$$\tau = \frac{T}{S_N} \quad [\text{MPa}] \quad (8-10)$$

Kde:

S_N je plocha průřezu nosníku

$$S_N = \frac{\pi}{4} \cdot [d^2 - (d - t_n)^2] = 62,83 \text{ mm}^2 \quad (8-11)$$

Po dosazení:

$$\tau = \frac{T}{S_N} = \frac{275,06}{62,83} = 4,38 \text{ MPa}$$

Pro **bezpečnost** platí:

$$k_{střih} = \frac{\tau_{dovolené}}{\tau} = \frac{55}{4,645} = 12,567$$

A **součinitel rezervy** se rovná:

$$RF = \frac{12,567}{1,5} = 8,378$$

Kontrola bezpečnosti v ohybu

Pro napětí v ohybu platí:

$$\sigma_o = \frac{M_o}{W_o} \quad [\text{MPa}] \quad (8-12)$$

Kde:

W_o je průřezový modul v ohybu

$$W_o = \frac{\frac{\pi}{64} \cdot [d^4 - (d - 2 \cdot t_n)^4]}{\frac{d}{2}} = 136,14 \text{ mm}^3 \quad (8-13)$$

Napětí je tedy rovno:

$$\sigma_o = \frac{M_o}{W_o} = \frac{72,91 \cdot 10^3}{136,14} = 535,55 \text{ MPa}$$

Bezpečnost v ohybu je rovna:

$$k_{ohyb} = \frac{\sigma_{dovolené}}{\sigma_o} = \frac{950}{535,55} = 1,774$$

A **součinitel rezervy** se rovná:

$$RF = \frac{1,774}{1,5} = 1,183$$

Navrhovaná součást splňuje stanovené podmínky bezpečnosti.

8.2.3 Kontrola nosníku

Hlavní nosník bude vyroben z typu dřeva zvaného **balsa**, jehož materiálové charakteristiky velmi závisí na orientaci vůči zatížení. Zajištěním zatěžování po orientaci let lze dle lit. [31] dosáhnout následující pevnosti:

Dovolené napětí v tlaku 14,9 [MPa]

Výška nosníku odpovídá využitelné stavební výšce v daném řezu. Tloušťka nosníku pak byla zvolena větší než průměr voleného spojovacího nosníku tak, aby v ní byl prostor pro vložení 3D tištěného pouzdra.

$$t_{HN} = 15 \text{ mm}$$

Pro **napětí** v oblasti s dírou pro spojovací nosník pak platí:

$$\tau = \frac{T}{S_{HN}} = \frac{T}{h_k \cdot t_{HN} - \frac{\pi \cdot d^2}{4}} \quad [\text{MPa}] \quad (8-14)$$

Jako kritické místo byl zjištěn průřez u kořene plochy. Pro ten dostáváme:

$$\tau = \frac{T}{h_k \cdot t_{HN} - \frac{\pi \cdot d^2}{4}} = \frac{291,85}{16,75 \cdot 15 - \frac{\pi \cdot 12^2}{4}} = 1,45 \text{ MPa}$$

Bezpečnost v tomto místě je rovna:

$$k = \frac{\tau_{dovolené}}{\tau} = 10,305$$

A **součinitel rezervy** se rovná:

$$RF = \frac{10,305}{1,5} = 6,87$$

Navrhované rozměry tedy vyhovují bezpečnostním požadavkům.

9 Závěr

Předkládaná bakalářská práce se zabývala návrhem ocasních ploch pro soutěžní model letounu FausT I. S tímto letounem se bude tým Chicken Wings v srpnu 2019 účastnit mezinárodní studentské soutěže Air Cargo Challenge ve Stuttgartu. Během práce bylo dbáno na pravidla soutěže a koncepční návrh celého letounu. Cílem bylo vytvořit letoun s co nejmenším odporem, maximálním využitím pohonné jednotky a co největší nosností pro převoz platícího závaží.

Pro letoun bylo po prozkoumání vlastností jednotlivých uspořádání ocasních ploch navrženo uspořádání do V. Použitím tohoto uspořádání bylo docíleno minimálního příspěvku ocasních ploch k odporu letounu, nízké hmotnosti a v neposlední řadě konstrukční jednoduchosti. Dále byly na základě statistického rozboru určeny parametry vhodné pro daný letoun. Vhodnost výběru parametrů z hlediska stability byla ověřena výpočtem.

Ocasní plochy byly úspěšně dimenzovány a konstrukčně navrženy s ohledem na zatížení, u jehož výpočtu bylo dbáno především na logický postup zvláště kvůli tomu, že pro daný typ letounu neexistují pevné normy pro výpočet. Podkladem byly také letecké normy UL-2, CS-22 a CS-VLA.

Autor si je vědom faktu, že analytické metody použité v této práci nejsou příliš přesné, o čemž bylo také pojednáno.

V následujících měsících proběhne dokončení výroby navržených ocasních ploch a zbytku letounu FausT I. Následovat bude seznámení pilota s letovými vlastnostmi letounu a účast na soutěži.

Seznam použitých zdrojů

- [1] *Regulations for the Air Cargo Challenge 2019 in Stuttgart: (European edition)*[online]. 15.11.2018, , 10-23 [cit. 2019-04-16]. Dostupné z: <http://www.euroavia.de/ACC/documents/regulation.pdf>
- [2] ČAVOJSKÝ, Tomáš. Koncepční návrh soutěžního modelu letalda [online]. Brno, 2019 [cit.2019-04-23]. Dostupné z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/116745>. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojíního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Jan Pejchar
- [3] *AkaModell München e.V.* [online]. In: . [cit. 2019-04-16]. Dostupné z: <https://akamodell-muenchen.de/>
- [4] GUDMUNDSSON, Snorri. *General aviation aircraft design: applied methods and procedures: Applied methods and procedures*. Oxford: Elsevier, 2014. ISBN 978-0-12-397308-5
- [5] SLAVĚTINSKÝ, Dušan. *Dušan Slavětinský: O letadlech* [online]. [cit. 2019-04-17]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/stavba/Koncepceletadel.aspx>
- [6] *CROSSFIRE eVo (v-tail) F3B/F3F* [online]. In: . [cit. 2019-04-17]. Dostupné z: <http://www.aer-o-tec.de/en/index.php/crossfire/>
- [7] DANĚK, V. *Projektování letadel*. 1. vydání, Brno: VUT, 1991, ISBN 80-214-0373-X.
- [8] SLAVÍK, Svatomír. *Stavba letadel*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1997. ISBN 80-010-1671-4.
- [9] PURSER, Paul E. a John P. CAMPBELL. *NACA Technical Report 823*. [online]. USA, 1945, , 21 [cit. 2019-04-18]. Dostupné z: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930091901.pdf>
- [10] GL01 Liberty elektrovětroň 2000mm. In: *VR technik* [online]. [cit. 2019-04-18]. Dostupné z: <http://www.vrtechnik.cz/gl01-liberty-elektrovetro-n-2000m-z10849CZ>
- [11] T-tail. In: *Wikiwand* [online]. [cit. 2019-04-18]. Dostupné z: <http://www.wikiwand.com/en/T-tail>
- [12] Ventus 2cx 4.3m. In: *ICARUS* [online]. [cit. 2019-04-18]. Dostupné z: http://www.icare-icarus.com/Ventus-2cx-43m_p_898.html
- [13] V-tail. In: *Wikiwand* [online]. [cit. 2019-04-18]. Dostupné z: <http://www.wikiwand.com/en/V-tail>
- [14] V-Tails for Aeromodels. In: *Fmsg-alling* [online]. Německo [cit. 2019-04-18]. Dostupné z: <http://www.fmsg-alling.de/wp-content/uploads/2013/09/V-Leitwerke.pdf>
- [15] Salto H101 4m. *Baudismodel.com* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <https://www.baudismodel.com/en/production/k2409-old-production-span-special-request-span/21-salto-h101-4m.html>
- [16] STORM F3B 3,23m D-BOX. *TOPMODEL* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <https://www.topmodel.fr/en/product-detail-9454-storm-f3b-323m-d-box>
- [17] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011. ISBN 978-80-7204-761-1.

- [18] OLŠÁNSKÝ, Oldřich a Jiří MATĚJČEK. *Konstrukce a výpočet ultralehkých letounů: Příručka pro amatérské stavitele*. 1. Praha: Letecká amatérská asociace ČR, 1999.
- [19] PURSER, Paul E a John P CAMPBELL. EXPERIMENTAL VERIFICATION OF A SIMPLIFIED VEE-TAIL THEORY AND ANALYSIS OF AVAILABLE DATA ON COMPLETE MODELS WITH VEE TAILS [online]. [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930091901.pdf>
- [20] FOSA. *Baudismodel.com* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <https://www.baudismodel.com/en/production/k2408-actual-production/14-fosa.html>
- [21] LNĚNIČKA, Jaroslav. Ocasní plochy letadel i jejich modelů. In: *Akademie letectví* [online]. 2008 [cit. 2019-04-18]. Dostupné z: http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2008/05/ocasni_plochy.php
- [22] HOŘENÍ, Bohumír a Jaroslav LNĚNIČKA. *Letecké modelářství a aerodynamika*. 1. vyd. Praha: Naše vojsko, 1977. Knižnice Svazarmu.
- [23] NACA 0008 (naca0008-il). *Airfoil Tools* [online]. [cit. 2019-04-23]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0008-il>
- [24] About XFLR5 calculations and experimental measurements. In: *XFLR5* [online]. [cit. 2019-04-24]. Dostupné z: http://www.xflr5.com/docs/Results_vs_Prediction.pdf
- [25] *XFLR5: Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers* [online]. [cit. 2019-04-24]. Dostupné z: https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5_v6.01_Beta_Win32%282%29/Release/Guidelines.pdf
- [26] Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes CS-22. In: . European Aviation Safety Agency, 2009, číslo 2. Dostupné také z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/Consolidated%20version%20CS-22%20Amdt%202.pdf>
- [27] *UL-2: 1. Část*. 5. Praha: Letecká amatérská asociace ČR, 2005.
- [28] Certification Specifications for Very Light Aeroplanes: CS-VLA. 1. Brusel: European Aviation Safety Agency, 2003.
- [29] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu*. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [29] Únosnost leteckých kompozitních konstrukcí. In: Odborná skupina Mechanika kompozitních materiálů a konstrukcí [online]. [cit. 2019-05-20]. Dostupné z: http://www.csm-kompozity.wz.cz/Unosnost_leteckych_konstrukci.pdf
- [31] KOTLAREWSKI, Nathan J., Benoit BELLEVILLE, Benson K. GUSAMO a Barbara OZARSKA. Mechanical properties of Papua New Guinea balsa wood. *European Journal of Wood and Wood Products* [online]. 2016, **74**(1), 83-89 [cit. 2019-05-19]. DOI: 10.1007/s00107-015-0983-0. ISSN 0018-3768. Dostupné z: <http://link.springer.com/10.1007/s00107-015-0983-0>
- [32] ASW22BL (scale 1/5). *Baudismodel.com* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <https://www.baudismodel.com/en/production/k2409-old-production-span-special-request-span/19-asw22bl-scale-1-5.html>

- [33] Diana 2 (scale 1/3). *Baudismodel.com* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <https://www.baudismodel.com/en/production/k2416-new/3-diana-2-scale-1-3.html>
- [34] IKURA- 4m high performance. *Aer-O-Tec* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <http://www.aer-o-tec.de/en/index.php/ikura/>
- [35] Jedi. *Baudismodel.com* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <https://www.baudismodel.com/en/production/k2408-actual-production/17-jedi.html>
- [36] Fosa Lift. *Baudismodel.com* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <https://www.baudismodel.com/en/production/k2408-actual-production/15-fosa-lift.html>
- [37] New Crossfire-2eX: F3B,F3F,Electro...!. *Aer-O-Tec* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <http://www.aer-o-tec.de/en/index.php/crossfire2/>
- [38] Sailplane 3 Views - Freestyler 3. *Thermal Circle* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <http://thermalcircle.com/index.cfm?fuseaction=home.article&name=Freestyler%203>
- [39] Freestyler. *Kevin Newton* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <http://www.knewt.com/planes/f3f/Freestyler-big.jpg>
- [40] Jedi Lift. *Baudismodel.com* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <https://www.baudismodel.com/en/production/k2408-actual-production/18-jedi-lift.html>
- [41] Pike Plus F3J. *Kevin Newton* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <http://www.knewt.com/planes/pike/pikeimages/Pikeplus3v.gif>
- [42] Sailplane 3 Views - Radical. *Thermal Circle* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <http://thermalcircle.com/index.cfm?fuseaction=home.article&name=Radical>
- [43] NEW SHINTO-pro versions 2018. *Aer-O-Tec* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <http://www.aer-o-tec.de/en/index.php/Shinto/>
- [44] Tanga F3B Project. *BretaModel* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <http://www.bretamodel.cz/web/models/f3b/tanga.html>
- [45] Tanga F3J. *BretaModel* [online]. [cit. 2019-05-19]. Dostupné z: <http://www.bretamodel.cz/web/models/f3j/tanga%20f3j.html>

Seznam použitých zkratk a symbolů

Zkratka	Popis	
SOP	Svislé ocasní plochy	
VOP	Vodorovné ocasní plochy	
LLT	Lifting-Line Theory	
VLM	Vortex-Lattice Method	
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics	
F3B	Kategorie soutěžních kluzáků	
Symbol	Popis	Jednotka
a	Sklon vztlakové čáry	rad^{-1}
A	Zúžení křídla	-
a_K	Sklon vztlakové čáry křídla	rad^{-1}
a_{KT}	Sklon vztlakové čáry kombinace křídlo-trup	rad^{-1}
a_L	Sklon vztlakové čáry letounu	rad^{-1}
a_{OP}	Sklon vztlakové čáry ocasních ploch	rad^{-1}
a_{VOP}	Sklon vztlakové čáry VOP	rad^{-1}
b	Rozpětí křídla	m
b_G	Maximální šířka gondoly	m
b_{OP}	Rozpětí ocasních ploch	m
b_{TR}	Maximální šířka trupu	m
c	Hloubka profilu	m
c_0	Hloubka kořenového profilu křídla	m
$c_{0,OP}$	Hloubka kořenového profilu ocasních ploch	m
C_D	Součinitel odporu	-
C_G	Součinitel tíhové síly	-
C_L	Součinitel vztlaku	-
$C_{L,OP\delta}$	Součinitel vztlaku kormidla ocasních ploch	-
C_{L_R}	Sklon rovnovážné vztlakové čáry	rad^{-1}
C_{L_α}	Sklon vztlakové čáry letounu	rad^{-1}

$C_{L\delta}$	Příspěvek kormidla VOP k součiniteli vztlaku letounu	-
C_m	Součinitel klopivého momentu	-
C_{m0}	Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku	-
C_{m0K}	Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku křídla	-
C_{m0KT}	Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku kombinace křídlo-trup	-
C_{m0L}	Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku letounu	-
C_{mKT}	Součinitel klopivého momentu kombinace křídlo-trup	-
C_{mVOP}	Příspěvek VOP k součiniteli klopivého momentu letounu	-
C_{m_q}	Stabilitní derivace momentu tlumení klopení	rad ⁻¹
C_{m_α}	Derivace součinitele klopivého momentu letounu	rad ⁻¹
C_{m_δ}	Příspěvek kormidla VOP k součiniteli klopivého momentu letounu	rad ⁻¹
$C_{m_\delta}^*$	Derivace součinitele klopivého momentu k aerodynamickému středu letounu s pevným řízením podle výchylky výškového kormidla	rad ⁻¹
c_{SAT}	Délka střední aerodynamické tětiny křídla	m
d	Průměr spojovacího nosníku	m
F	Zátěžová síla	N
F_{OP}	Celkové vyvažovací zatížení	N
$F_{OP,\delta}$	Zátěžová síla při manévru	N
$F_{početní}$	Početní zatížení	N
$F_{provozní}$	Provozní zatížení	N
F_{SOP}	Síla na SOP	N
F_u	Únosnost	N
F_V	Síla při vybočení na plochách do V	N
F_{VOP}	Vyvažovací zatížení	N
g	Tíhové zrychlení	m/s ²
G	Tíhová síla	N
h_e	Efektivní výška	m
h_k	Použitelná výška v kořeni	m
h_s	Stavební výška	m
$ \bar{h}_{VOP} $	Poměrná výška umístění aerodynamického středu VOP	-

k	Bezpečnost	-
K_{ATR}	Faktor vlivu trupu	-
K_G	Faktor vlivu gondoly	-
k_{ohyb}	Bezpečnost v ohybu	-
$k_{střih}$	Bezpečnost ve střihu	-
k_{VOP}	Součinitel snížení dynamického tlaku v místě VOP	-
l_{AG}	Vzdálenost bodu 0,25c od nosu gondoly	m
l_{ATR}	Vzdálenost bodu c_0 od nosu trupu	m
l_G	Délka gondoly	m
$l_{SOP0,25}$	Rameno SOP k aerodynamickému středu křídla	m
l_{TR}	Délka trupu	m
l_{VOP}	Rameno VOP k aerodynamickému středu kombinace křídlo-trup	m
$l_{VOP0,25}$	Rameno VOP k aerodynamickému středu křídla	m
$\bar{l}_{VOP0,25}$	Poměrné rameno VOP k aerodynamickému středu křídla	-
\tilde{l}_{VOP}	Rameno VOP k těžišti	m
l_{VOP}^*	Rameno VOP k aerodynamickému středu letounu	m
m	Hmotnost letounu	kg
M_k	Kroutící moment	Nm
M_o	Ohybový moment	Nm
M_{x_T}	Klonivý moment uspořádání do T	Nm
M_{x_V}	Klonivý moment uspořádání do V	Nm
n	Násobek	-
n_p	Potřebný počet pásnic	-
P_0	Vyvažovací síla při poryvu	N
P_{VOP}	Zatěžovací síla při poryvu	N
q	Liniové zatížení	N/m
RF	Součinitel rezervy	-
S	Plocha křídla	m ²
S_0	Plocha průřezu jedné vrstvy pásnic	m ²
S_N	Plocha průřezu nosníku	m ²

S_p	Potřebná plocha průřezu pásnic	m^2
S_{SOP}	Plocha SOP	m^2
S_V	Celková plocha uspořádání do V	m^2
S_{VOP}	Plocha VOP	m^2
T	Posouvající síla	N
t_{HN}	Tloušťka hlavního nosníku	m
t_n	Tloušťka stěny spojovacího nosníku	m
t_p	Tloušťka vrstvy pásnic	m
U	Rychlost poryvu	m/s
v_{cest}	Cestovní rychlost	m/s
V_f	Objemový podíl vláken	-
V_r	Objemový podíl pryskyřice	-
V_{SOP}	Mohutnost SOP	-
V_{VOP}	Mohutnost VOP	-
\bar{V}_{VOP}	Mohutnost VOP ke kombinaci křídlo-trup	-
\tilde{V}_{VOP}	Mohutnost VOP k těžišti	-
W_0	Průřezový modul v ohybu	mm^3
$W^=$	Plošné zatížení	Pa
x_A	Poloha aerodynamického středu letounu	m
\bar{x}_A	Poměrná poloha aerodynamického středu letounu	-
$\Delta\bar{x}_{AG}$	Posuv aerodynamického středu letounu vlivem gondoly	-
\bar{x}_{AK}	Poměrná poloha aerodynamického středu křídla	-
\bar{x}_{AKT}	Poměrná poloha aerodynamického středu kombinace křídlo-trup	-
$\Delta\bar{x}_{ATR}$	Posuv aerodynamického středu letounu vlivem trupu	-
$\Delta\bar{x}_{AVOP}$	Posuv aerodynamického středu letounu vlivem VOP	-
x_{F_k}	Poloha spoje stabilizátoru a kormidla	m
x_{nosnik}	Poloha nosníku	m
x_T	Poloha těžiště	m
\bar{x}_T	Poměrná poloha těžiště	-
Y_{SAT}	Poloha střední aerodynamické tětiny	m

$Y_{SAT,OP}$	Poloha střední aerodynamické tětiny uspořádání do V	m
$Y_{SAT,SOP}$	Poloha střední aerodynamické tětiny uspořádání do T	m
α	Úhel náběhu	°
α_{KT}	Úhel náběhu kombinace křídlo-trup	°
α_{VOP}	Úhel náběhu VOP	°
β	Úhel poryvu	°
γ	Úhel rozevření ploch do V	°
δ	Výchylka kormidla	°
ε	Úhel zešikmení proudu vzduchu v místě VOP	°
ε_0	Úhel zešikmení proudu vzduchu v místě VOP při $\alpha_{KT}=0$	°
η_1	Korekční faktor účinnosti kormidla	-
η_2	Korekční faktor účinnosti kormidla	-
λ	Štíhlost	-
μ	Bezrozměrová hmotnost letounu	-
ρ	Hustota vzduchu	kg/m ³
σ_A	Statická zásoba stability	-
$\sigma_{dovolené}$	Dovolené napětí	MPa
$\sigma_{zátěžové}$	Zátěžové napětí	MPa
σ_o	Napětí v ohybu	MPa
τ	Napětí ve smyku	MPa
φ_{KT}	Úhel nastavení kombinace křídlo-trup	°
φ_{VOP}	Úhel nastavení VOP	°
φ_{VOP}^*	Aerodynamický úhel nastavení VOP	°
$\frac{\partial \alpha}{\partial \delta}$	Účinnost kormidla	-
$\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta}\right)_0$	Základní účinnost kormidla	-

Seznam obrázků

Obrázek 2-1: Schéma letové mise [1]	15
Obrázek 2-2: Přepavní box [1]	16
Obrázek 2-3: Nákladový prostor [1]	16
Obrázek 2-4: Platící zatížení [1]	17
Obrázek 3-1: 1. místo (uprostřed), 2. místo (vlevo) a 3. místo (vpravo) ze soutěže ACC2017 [3]	18
Obrázek 3-2: jednoplošník (vlevo), dvojplošník (vpravo) [4]	19
Obrázek 3-3: Rozložení úhlu náběhu a poloha oblasti odtržení pro dané půdorysné tvary [5]	20
Obrázek 3-4: Model křídla v programu CATIA	20
Obrázek 3-5: Model trupu a pohonné jednotky v programu CATIA	21
Obrázek 3-6: Model letounu bez ocasních ploch v programu CATIA	22
Obrázek 3-7: Komerční model CROSSFIRE eVo (v-tail) F3B/F3F [6]	22
Obrázek 4-1: Definice rotací kolem os. a – výškové kormidlo, b – stabilizátor, c – směrové kormidlo, d – kýl [4]	23
Obrázek 4-2: Schéma možných uspořádání [7]	24
Obrázek 4-3: Konvenční uspořádání [8]	24
Obrázek 4-4: GL01 Liberty elektrovětroň [10]	25
Obrázek 4-5: Uspořádání do T [8]	25
Obrázek 4-6: Ventus 2cx 4.3m [12]	26
Obrázek 4-7: Uspořádání do V [8]	26
Obrázek 4-8: Salto H101 4m [15]	27
Obrázek 4-9: Uspořádání do kříže [8]	27
Obrázek 4-10: STORM F3B 3,23m D-BOX [16]	28
Obrázek 5-1: Základní rozměry pro určení parametrů ocasních ploch [5]	30
Obrázek 5-2: Odečítání parametrů letounu FOSA [20]	31
Obrázek 5-3: Měřené veličiny 1	32
Obrázek 5-4: Měřené veličiny 2	33
Obrázek 5-5: Charakteristické rozměry profilu [21]	34
Obrázek 5-6: Profil NACA0008 vykreslený programem AutoCAD pomocí dat z lit. [23]	34
Obrázek 6-1: Křídlo a ocasní plochy letounu v programu XFLR5	35
Obrázek 6-2: Porovnání měření a analýzy – vztlaková křivka [24]	36
Obrázek 6-3: Nahrazení vztlakové křivky pomocí lineární regrese	36

Obrázek 6-4: Porovnání měření a analýzy – momentová křivka [24]	37
Obrázek 6-5: Porovnání měření a analýzy – polára letounu [24].....	38
Obrázek 6-6: Výsledky analýzy v programu XFLR5	39
Obrázek 6-7: Rozměry zkoumané plochy	41
Obrázek 6-8: Definice úhlů [17]	41
Obrázek 6-9: faktor vlivu trupu na polohu aerodynamického středu letounu [17]	44
Obrázek 6-10: Možné průběhy momentových čar [17]	46
Obrázek 6-11: Momentové čáry	48
Obrázek 6-12: Vztlakové čáry.....	48
Obrázek 6-13: Náhradní křivka pro výpočet účinnosti kormidla.....	50
Obrázek 6-14: Vliv výchylky kormidla na momentovou čáru letounu.....	51
Obrázek 6-15: Rovnovážná vztlaková čára.....	52
Obrázek 6-16: Výchylka na násobek.....	53
Obrázek 6-17: Spojení zatačení a klonění [17]	55
Obrázek 6-18: Schéma působících sil na T	56
Obrázek 6-19: Schéma působících sil na V.....	57
Obrázek 6-20: Tvar navržených ploch	58
Obrázek 7-1: Charakter přenosu zatížení z kormidla na stabilizátor	59
Obrázek 7-2: Letová obálka zatížení [2]	60
Obrázek 7-3: Průběh liniového zatížení po polorozpětí	62
Obrázek 7-4: Průběh posouvající síly po polorozpětí	63
Obrázek 7-5: Průběh ohybového momentu po polorozpětí.....	63
Obrázek 7-6: Rozložení zatížení po hloubce při menévru [27].....	64
Obrázek 7-7: Průběh kroutícího momentu	65
Obrázek 7-8: Úhel poryvu.....	66
Obrázek 7-9: Změny sil se změnou úhlu poryvu β	66
Obrázek 7-10: Rozložení zatížení po hloubce při poryvu [27]	67
Obrázek 7-11: Průběh kroutícího momentu po polorozpětí při poryvu	68
Obrázek 8-1: Torzní skříň [18].....	69
Obrázek 8-2: Přejít z trupu na ocasní plochy v programu Catia.....	70
Obrázek 8-3: Návrh vnitřní konstrukce.....	71
Obrázek 8-4: Řez v oblasti nosníku spojky.....	72
Obrázek 8-5: Pohled na kořenový profil	72
Obrázek 8-6: Stavební výška po délce nosníku.....	74
Obrázek 8-7: Potřebný počet pásnic.....	75

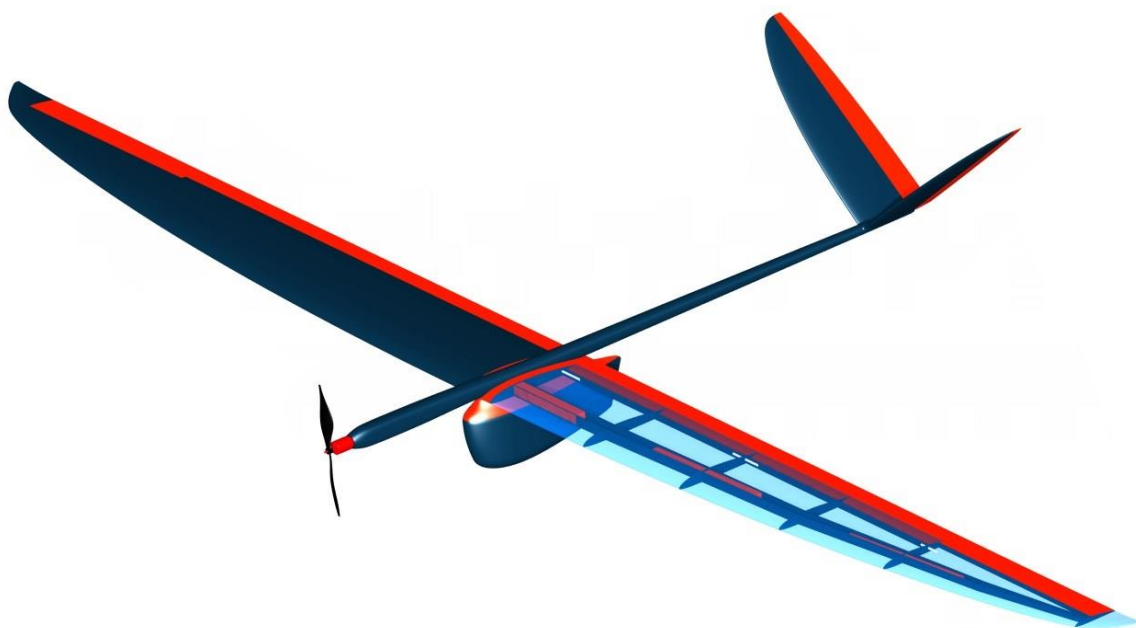
Seznam tabulek

Tabulka 6-1: Vstupní hodnoty výpočtu	40
Tabulka 6-2: Rozměry trupu a gondoly	43
Tabulka 6-3: Vypočtené hodnoty	54
Tabulka 6-4: Porovnání konfigurací	57
Tabulka 7-1: Body letové obálky	59
Tabulka 7-2: Výpočet vyvažovacích sil	61
Tabulka 7-3: Zatížení při manévru	61
Tabulka 7-4: Zatížení od poryvu	67
Tabulka 8-1: Vlastnosti kompozitových pásnic	73
Tabulka 8-2: Maxima zatížení na pásnice	74
Tabulka 8-3: Parametry spojovacího nosníku	76

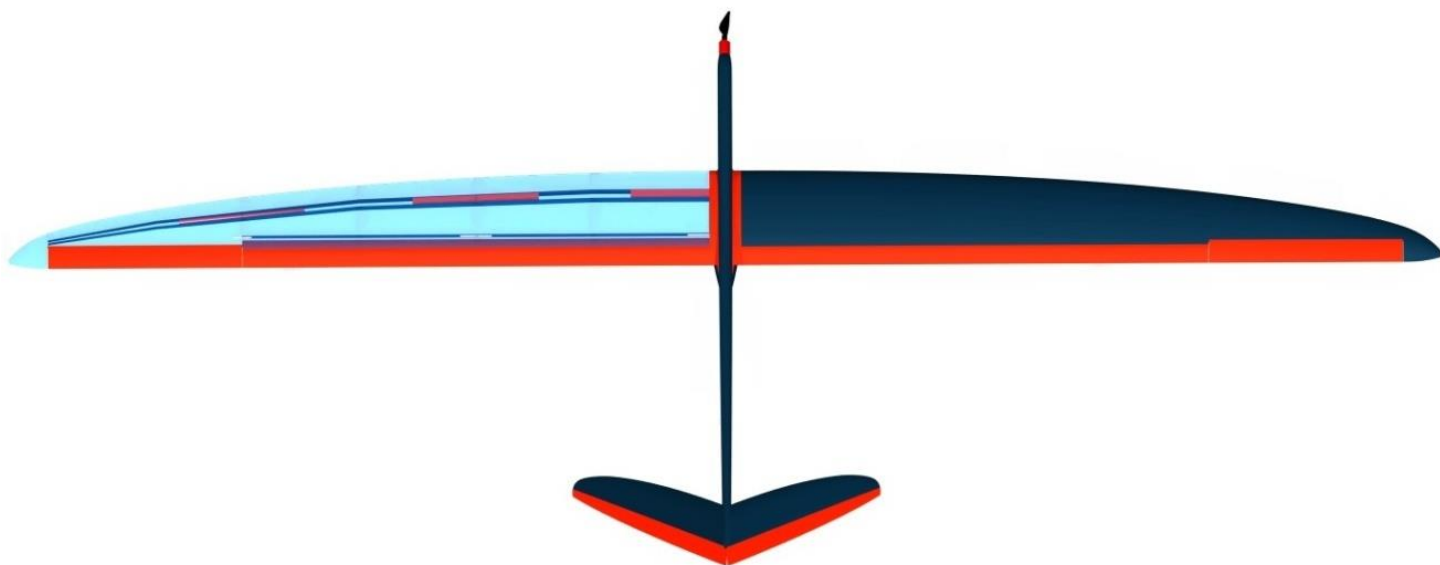
Seznam příloh

Příloha 1: Isometrický pohled na model letounu v programu Catia [2]	92
Příloha 2: Půdorysný pohled na model letounu v programu Catia [2]	92
Příloha 3: Tabulka odečtených parametrů, 1.část	93
Příloha 4: Tabulka odečtených parametrů, 2.část	94
Příloha 5: ASW 22-BL [32]	95
Příloha 6: Diana 2 [33]	95
Příloha 7: Ikura [34]	96
Příloha 8: Jedi [35]	96
Příloha 9: Fosa Lift [36]	97
Příloha 10: Crossfire-2 [37]	97
Příloha 11: Freestyler 3 [38]	98
Příloha 12: Freestyler [39]	98
Příloha 13: Jedi Lift [40]	99
Příloha 14: Pike Plus F3J [41]	99
Příloha 15: Radical [42]	100
Příloha 16: Shinto-PRO [43]	100
Příloha 17: Tanga F3B [44]	101
Příloha 18: Tanga F3J [45]	101

Přílohy



Příloha 1: Isometrický pohled na model letounu v programu Catia [2]



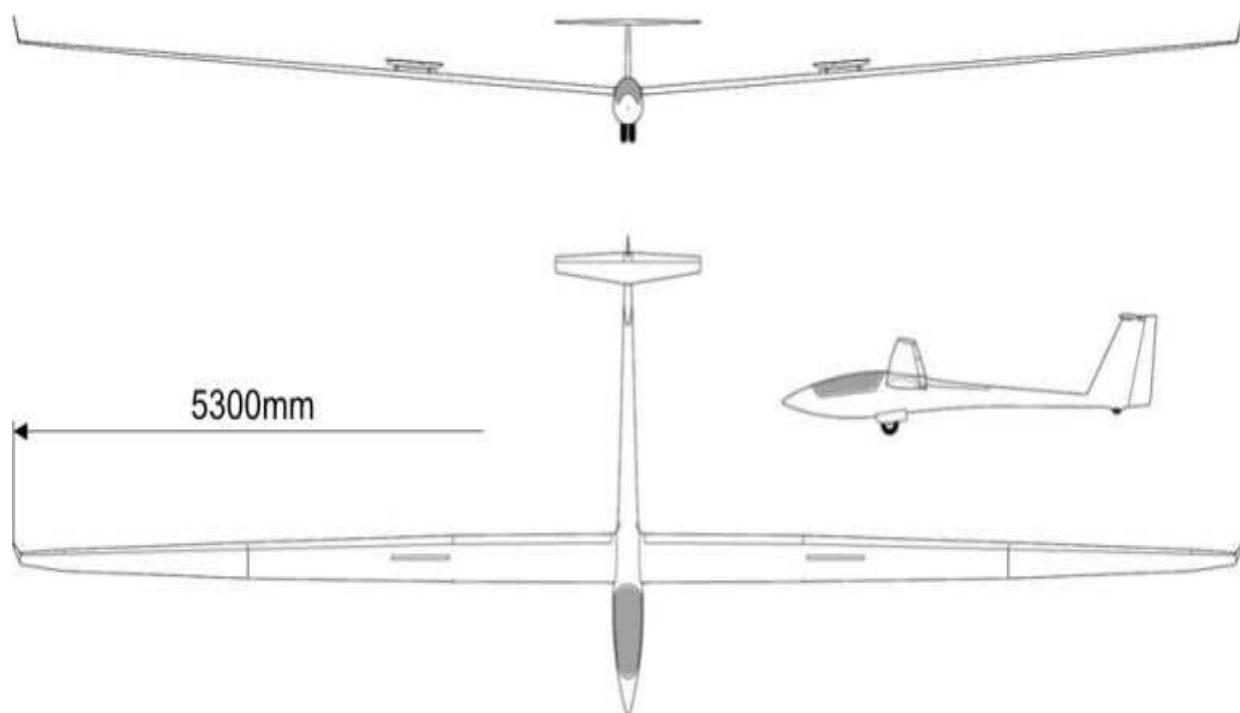
Příloha 2: Půdorysný pohled na model letounu v programu Catia [2]

	Minimální hmotnost [kg]	Rozpětí [mm]	Plocha křídla [dm ²]	CSAT [mm]	Mohutnost VOP [-]	Mohutnost SOP [-]	Rameno VOP [mm]
Jedi	3,4	3100	57,5	212,9	0,431	0,0228	912
FOSA Lift	3,5	3240	58,5	196,9	0,479	0,0243	965
Salto H101	6	4000	79,4	184,2	0,76	0,0299	1106
Tanga F3B	4,1	3060	62,12	230,4	0,353	0,0227	946
Precious	2,2	3190	63	240,4	0,386	0,0165	924
Tanga F3J	2,2	3590	77	255	0,395	0,0184	1159
FOSA	3,4	3200	54,4	200,1	0,503	0,0264	1033
Crossfire 2	1,95	2970	58,22	229,6	0,398	0,0258	961
SHINTOPRO	-	2994	55,46	207,6	0,421	0,0238	957
MASTERPIECE	-	3000	64,85	223,2	0,494	0,018	952
Radical	1,95	3047	59,1	212,2	0,434	0,0234	917
FREESTYLER	3,8	2800	54,8	225	0,354	0,018	874
JEDI LIFT	3,5	3165	60	220,3	0,385	0,0222	942
FREESTYLER3	4,643	2849	56,4	218,1	0,397	0,0203	887
Pike Plus	2,18	3210	69	187,5	0,401	0,0133	740
Diana 2	6,500	5000	103	224,4	0,618	0,023	1497
Ikura	2,8	4068	76,95	219,1	0,489	0,0161	1050
ASW22BL	-	5300	68	147,9	0,53	0,0167	1010

Příloha 3: Tabulka odečtených parametrů, 1.část

	Plocha VOP [mm²]	Plocha SOP [mm²]	Úhel rozevření VOP [°]	Celková plocha OP [mm²]	Štíhlost VOP [-]	Rozpětí VOP [mm]
Jedi	5,78	4,45	41	10,24	5,76	580
FOSA Lift	5,71	4,78	42	10,49	5,94	567
Salto H101	10,06	8,58	43	18,63	4,61	637
Tanga F3B	5,34	4,57	43	9,91	5,98	571
Precious	6,06	3,44	37	9,51	5,84	608
Tanga F3J	7,45	4,89	39	12,34	6,09	682
FOSA	5,3	4,44	42	9,74	5,94	578
Crossfire 2	5,54	4,65	42	10,19	6,03	572
SHINTOPRO	5,07	4,13	42	9,2	5,35	563
MASTERPIECE	7,51	3,68	35	11,19	5,15	605
Radical	5,93	4,6	41	10,53	5,52	620
FREESTYLER	5	3,16	39	8,16	5,41	520
JEDI LIFT	5,41	4,47	42	9,88	5,93	567
FREESTYLER3	5,51	3,68	39	9,19	5,51	551
Pike Plus	7,02	3,99	37	11,01	6,51	610
Diana 2	9,54	8,9	-	-	7,21	793
Ikura	7,85	5,18	-	-	7,37	768,681
ASW22BL	5,28	6,12	-	-	7,66	638,936

Příloha 4: Tabulka odečtených parametrů, 2.část

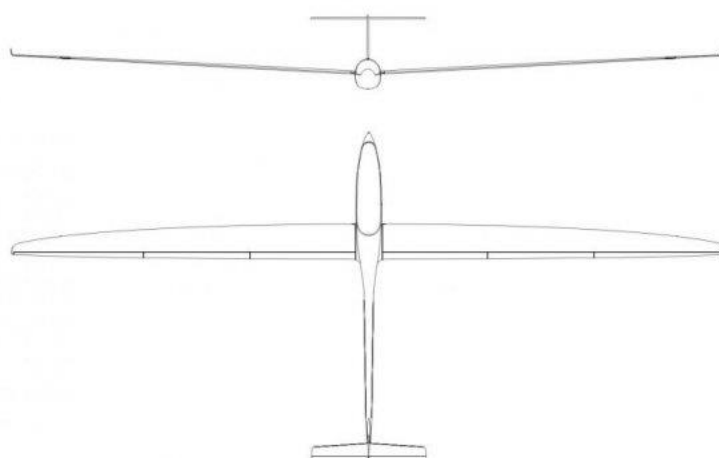


Příloha 5: ASW 22-BL [32]

Diana 2

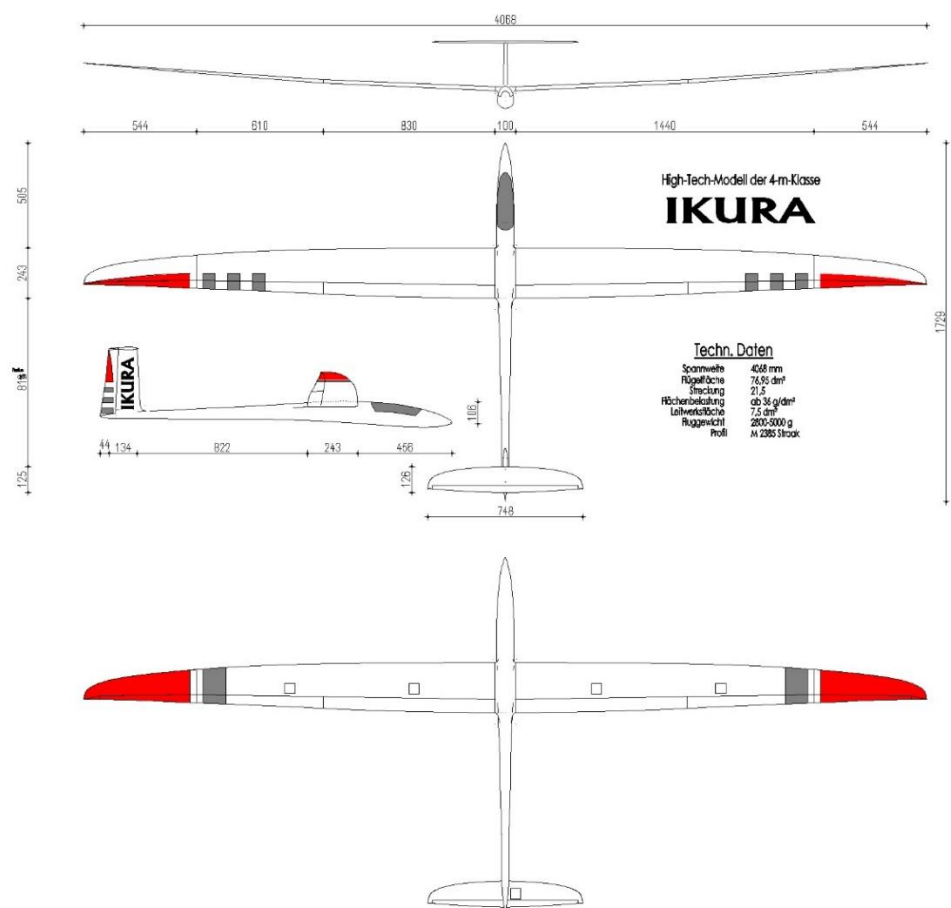
Diana 2

baudismodel.com

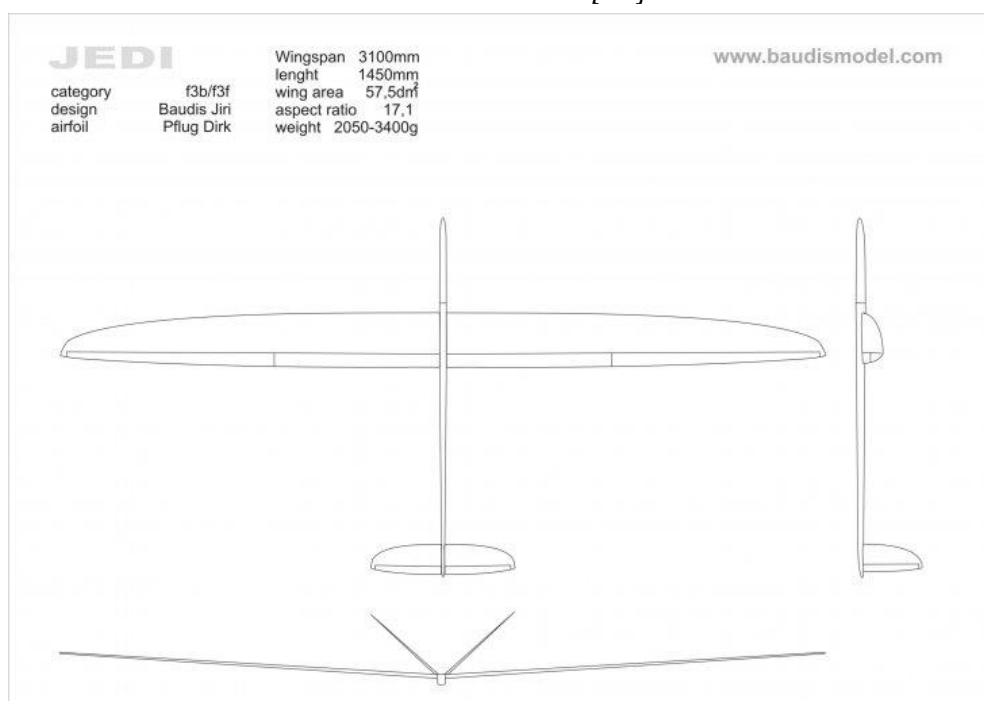


Category	gps-triangle
Design	Baudis Jiri
Airfoil	Pflug Dirk
Wingspan	5000mm
Length	2330mm
Wing Area	103.0dm ²
Aspect Ratio	24.8
Weight	6500-10000g

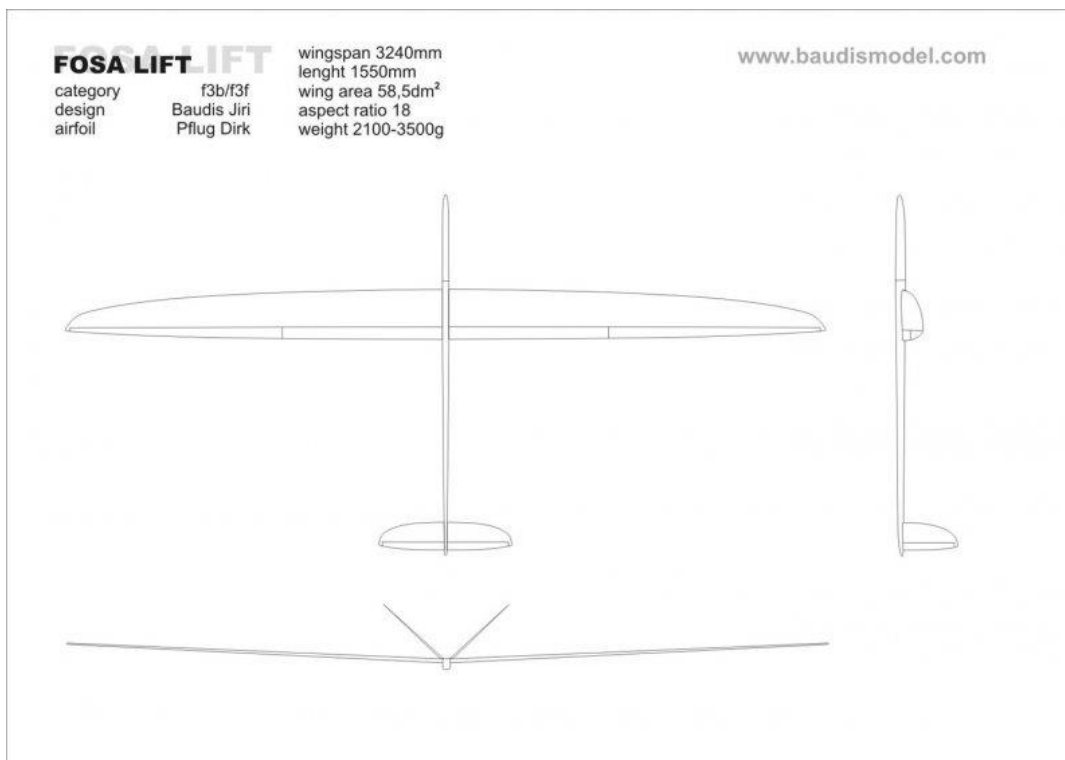
Příloha 6: Diana 2 [33]



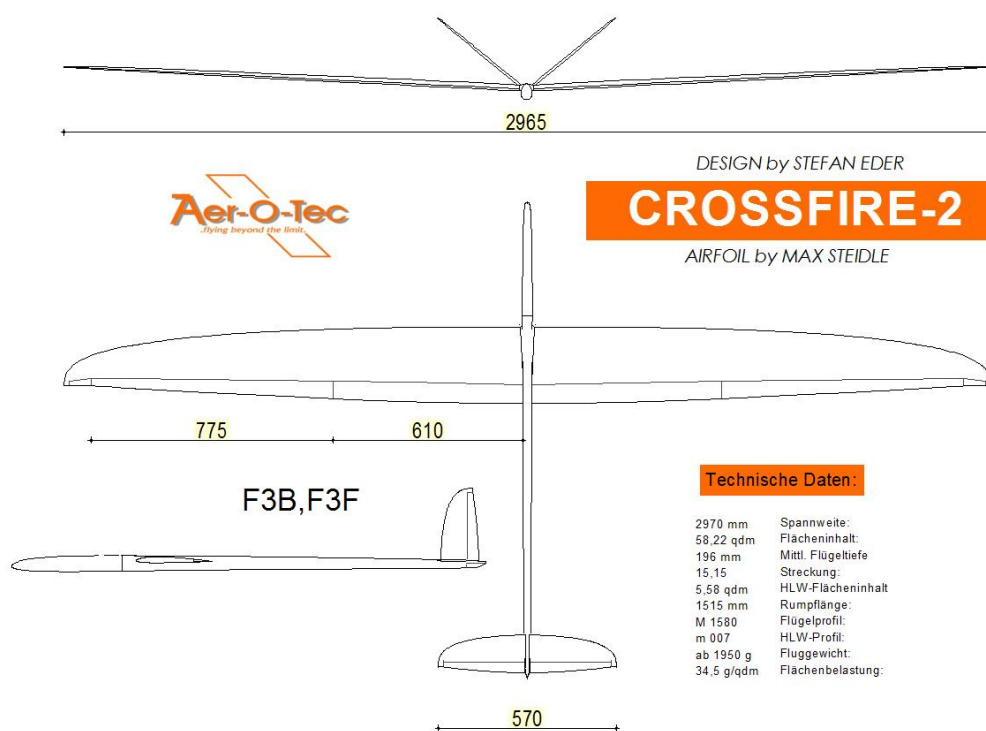
Přiloha 7: Ikura [34]



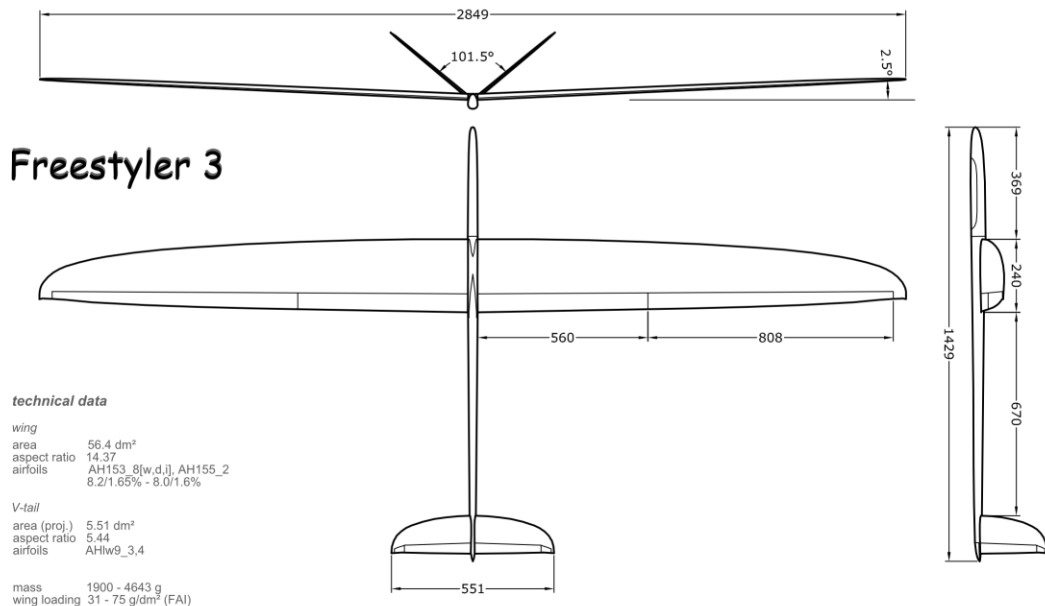
Přiloha 8: Jedi [35]



Příloha 9: Fosa Lift [36]

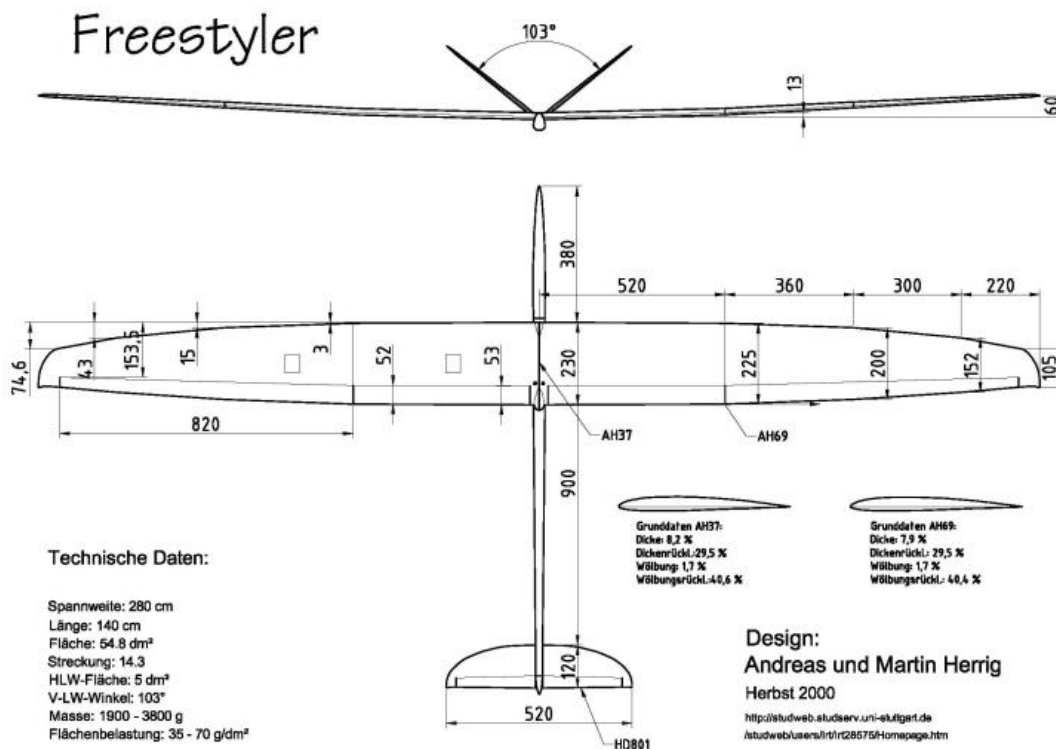


Příloha 10: Crossfire-2 [37]



© TUD Modelltechnik, Andreas Herrig

Příloha 11: Freestyler 3 [38]



Příloha 12: Freestyler [39]

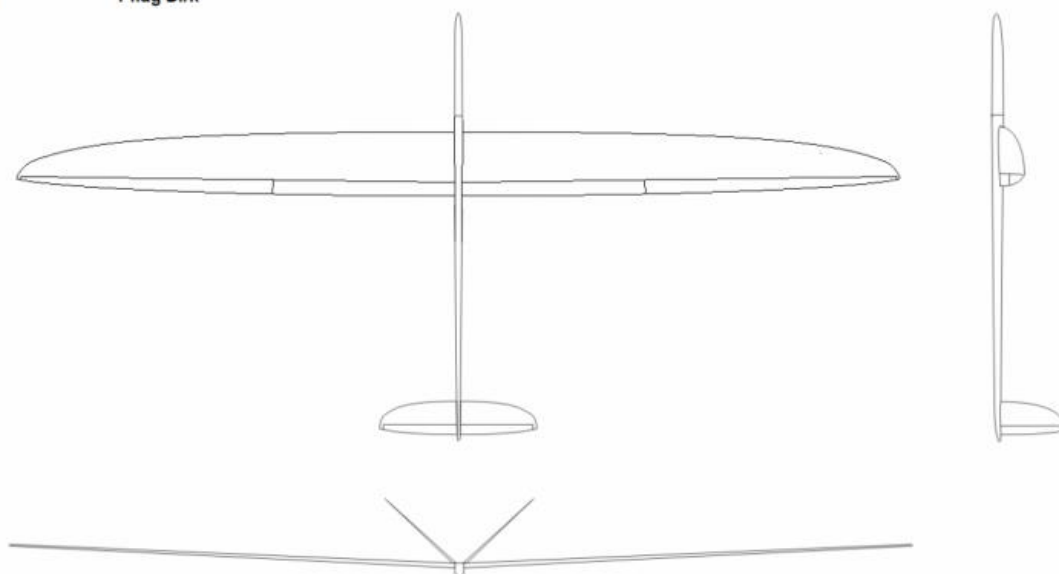
JEDI LIFT

category
design
airfoil

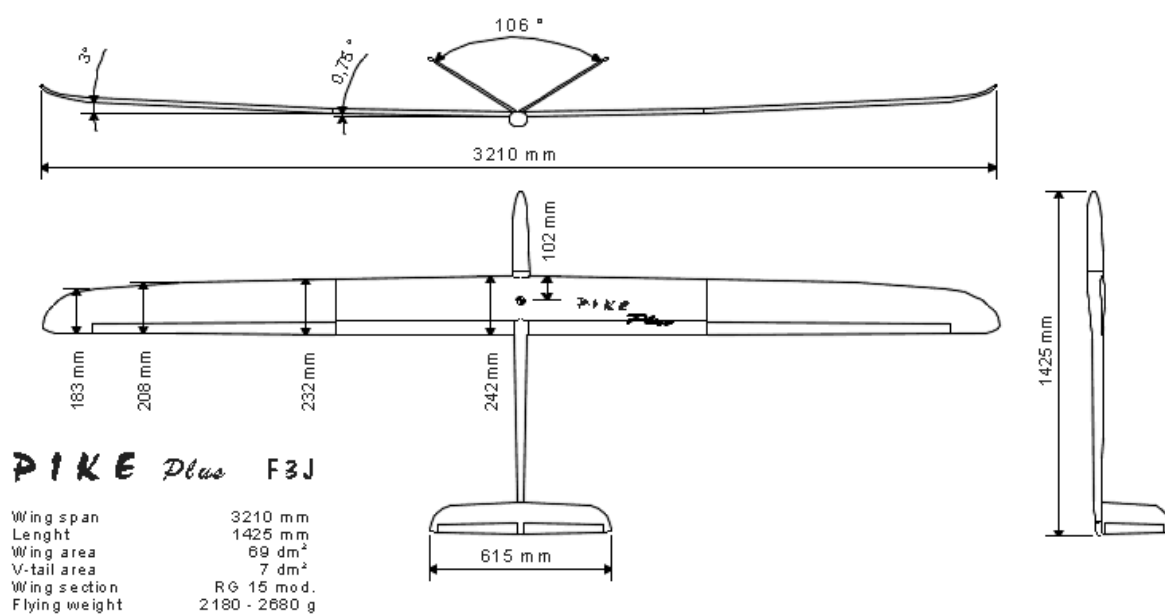
f3b/f3f
Baudis Jiri
Pflug Dirk

wingspan 3165mm
length 1465mm
wing area 60dm²
aspect ratio 16.7
weight 2100-3500

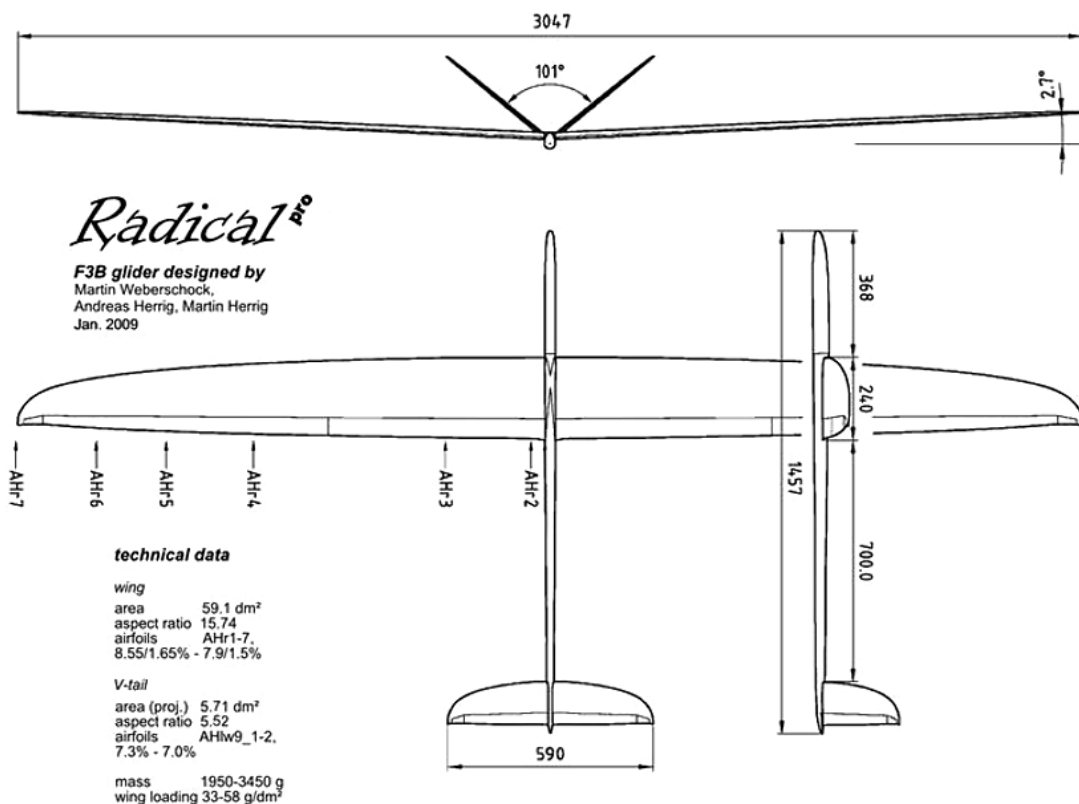
www.baudismodel.com



Příloha 13: Jedi Lift [40]

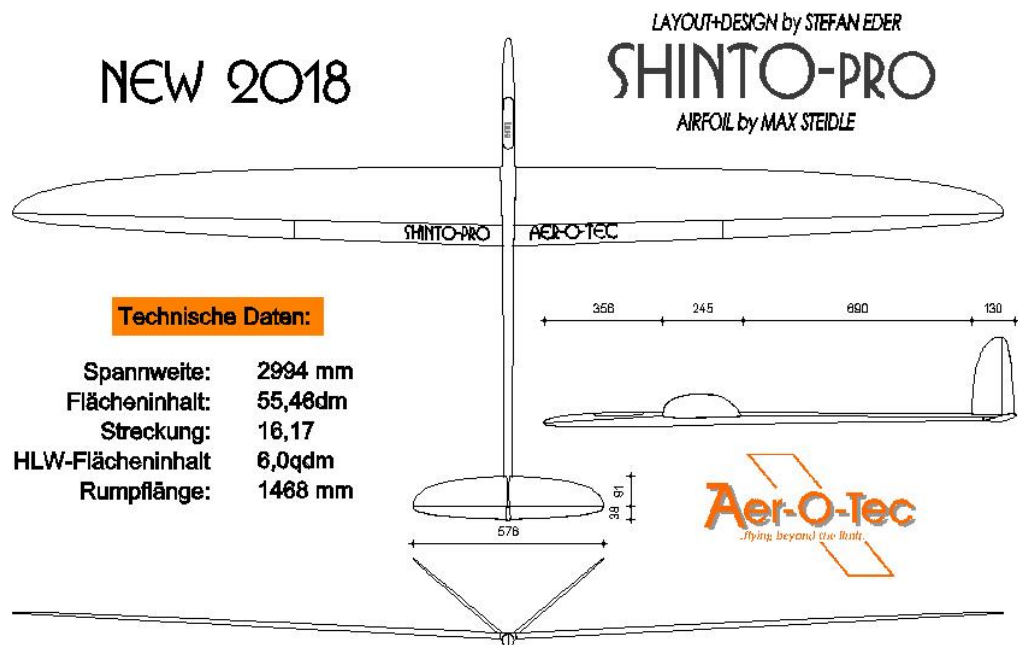


Příloha 14: Pike Plus F3J [41]

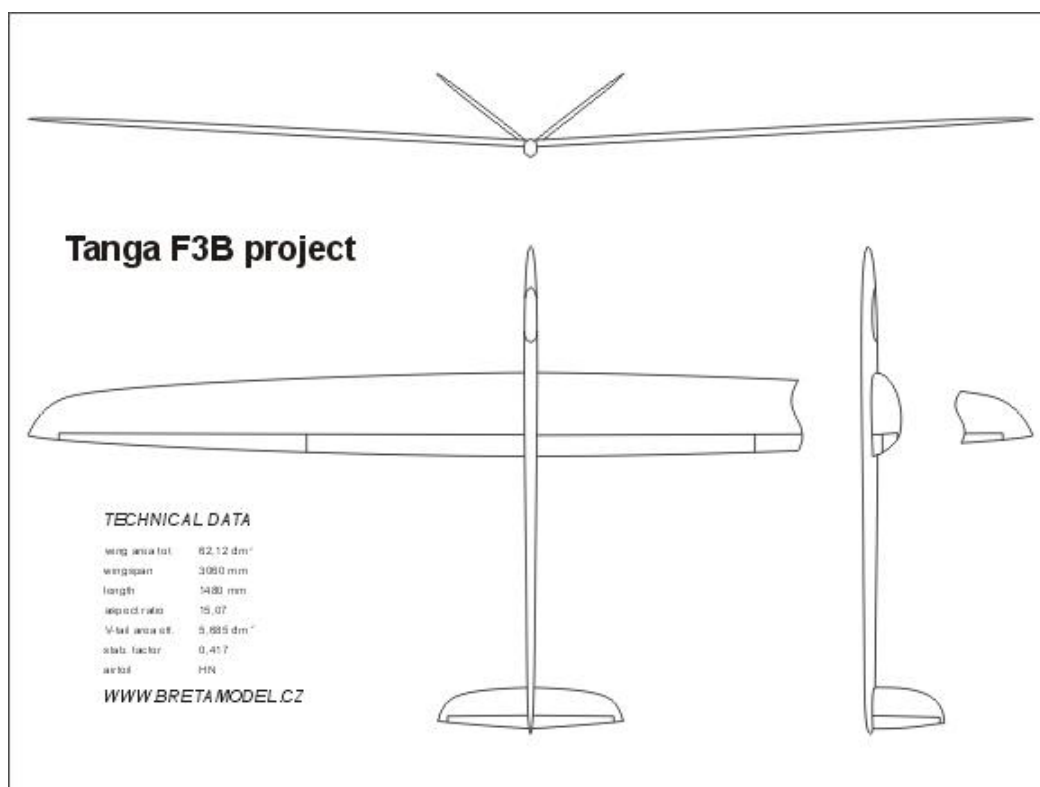


Engineered by Martin Weberschock, www.weberschock-development.de

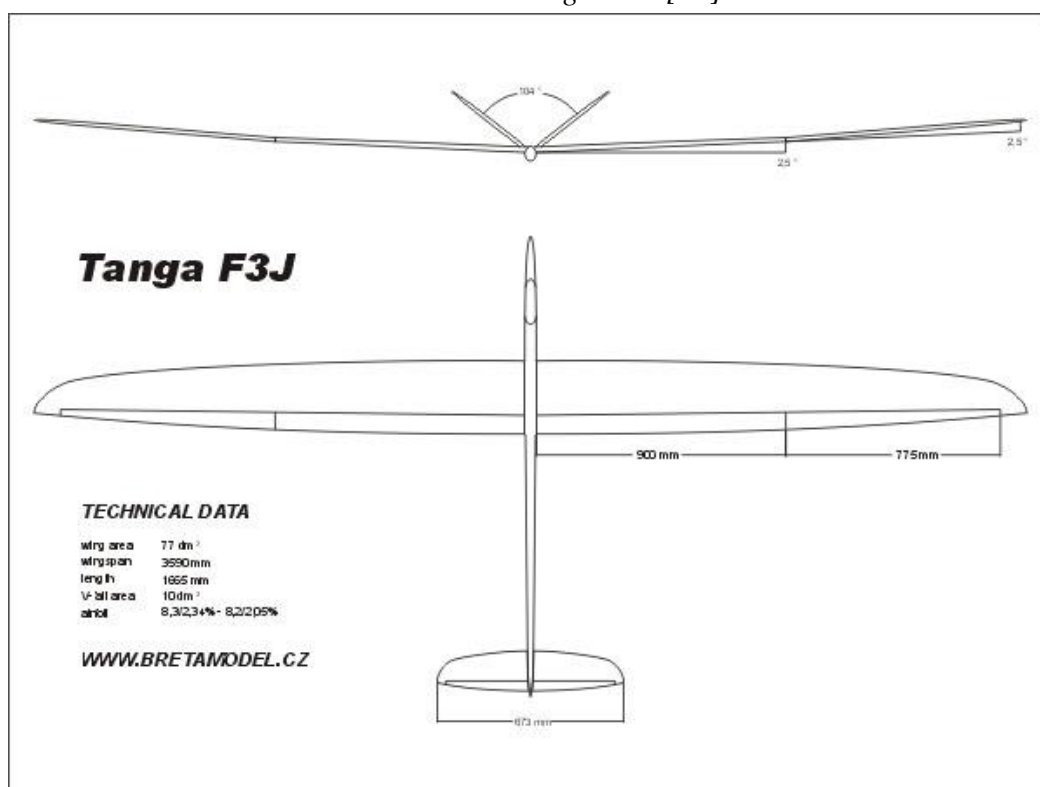
Příloha 15: Radical [42]



Příloha 16: Shinto-PRO [43]



Příloha 17: Tanga F3B [44]



Příloha 18: Tanga F3J [45]

